飛行機はなぜ飛ぶか

空気力学の眼より

近藤次郎



BLUE BACKS

さまざまなアイデアと原理！

《巨象》のようなジャンボ機は三五〇トンだが、将来は
《一〇〇〇トン》という巨鯨のような飛行艇も考えられている。
《胴のくびれた》遷音速機（ほぼ音と同じ速度の高速機）や
《マッハ二・二》の怪鳥コンコルド、衝撃波に乗って
《水上スキーさながら》に空を駆けるウェーブ・ライダー等のほか
《プロペラ機へのリバイバル》も見のがせない傾向である。それは
《騒音や都市の過密》とも関係するからである。

256

飛行機はなぜ飛ぶか

空気力学の眼より

近 藤 次 郎 著

ブルーバックス

本文イラスト
カバー絵・真鍋　博

「はしがき」

明治、大正はいわずもがな、昭和の時代でも戦前までは、海外旅行は一部の特権階級の人たちだけが体験できることであった。当時は洋行帰りというとそれだけで尊敬された。しかし昨今では正月休みにハワイに泳ぎに出かけたり、香港までちょっと買物に行ったりという具合に、誰でも気軽に外国へ行くようになり、花のパリでは……などと得意気に話しても、誰も驚かなくなってしまった。このように海外旅行が手軽になったのは、飛行機が利用できるためである。

飛行機の操縦はやさしくはなく、墜落の危険が伴うから、昔は飛行機乗りは冒険家ということになっていた。しかし今では大型の旅客機が世界の空を飛んでいて、空の旅をするのに操縦士の資格は必要ではない。年寄りから子供まで、誰でも航空機の旅客となることができる。したがって旅客数の伸びは目覚ましく、日本人の一〇人に一人が一年間に東京―大阪の距離を一回は飛行機で旅行している勘定になる。

このように航空旅客が増えても、飛行機はなぜ飛ぶかということを本当に理解している人はわずかである。この本はその飛行の原理を説明したものである。もちろんそんな理屈を理解してい

なくても、飛行機旅行には一向にさしつかえない。しかし飛行機はなぜ飛ぶかということを知っていれば、それだけ空の旅も興味深いものになる。

列車や自動車には車があり、船には推進のためのスクリューがある。もし故障すれば、たんに止まったり、静かに海面に浮かんでいればよい。だが飛行機はそうはいかない。鳥は飛ぶことをやめれば落ちる。飛行機もそうである。飛行機が支えのない空中にあるのは、それが飛んでいるからである。

空気中を運動する物体に働く力や、そのまわりの流れのようすを研究する学問を空気力学という。空気力学によれば、数式を用いてこの力や流れを精密に計算することができる。これを現象の数学モデルという。しかし飛行機はなぜとぶかを理解するには、数学を使わなくてもよい。この本で試みようとするのはこのことである。

といっても、難しい原理をごまかしてわかったような気分にしようというのではない。あくまでも現象に忠実に、かつ物理的に正確に、空気力学を説こうとしているのである。この本は物理に興味を持って勉強している若い人々も、多少は読みごたえのあるものとした。

もしこの本を読んで、それでも飛行機がなぜとぶかが納得できなかったら、その責任は読者の側にあるのではなくて著者にある。

はしがき

飛行機の窓は小さくて、外を眺めていてもあまり面白いことはない。悪天候のときや夜間などは殊にそうである。この本は、例えば東京から大阪までぐらいの飛行時間で読み終えることができるようにした。

この本は、飛行機の設計者になろうとする人ではなく、それを利用して旅をする大ぜいの人を対象として書いた。したがって中にでてくる飛行機は主として、我々がたんに乗客として利用するものに限定した。この中に載せた飛行機はいずれも我々がよく見かけるものであり、また乗客として利用するものを主体にしてある。

二年おきに一回、世界中の航空の研究者、技術者が集まって、論文を発表したり最新の知識を交換したりする国際会議がある。これは国際航空科学会議イカス（ＩＣＡＳ）と呼ばれている。

昨年はイスラエルのハイファで第九回イカスの催しがあった。著者もこの会議に参加して、いろいろ得るところが多かった。この本の半分は会議の間で執筆した。したがって記述は初歩的でも、この本には最新の航空技術が含まれている。

航空科学は最先端の知識を追究してきた。とくに空気力学すなわち空気の流れの研究の成果は、たんに飛行機の性能向上に役立っただけでなく、その他の多くの分野の科学に貢献した。例えば台風のような災害に耐える建設物の設計、新幹線の列車や自動車の抵抗の減少、騒音や大気

問題もたくさん含んでいる。

汚染現象の解明、などである。この学問は飛行機の発達とともに発展してきたが、まだ未解決の問題もたくさん含んでいる。

私の旧い友人で素粒子学者の中村誠太郎君のすすめで、昨年、放送大学実験番組「物理科学の世界」の中で「飛行機はなぜ飛ぶか」について放送した。このときは時間的に制限があって充分意を尽くすことができなかったが、その台本に手を加えて完成したのが本書である。

この本をまとめるに当たって貴重な資料や写真を提供された東京大学工学部航空学科、航空宇宙技術研究所、オランダ宇宙航空研究所（NLR）、日本航空、全日空、東亜国内航空、南西航空株式会社、フォッカー、ボーイング、ダグラス、ロッキード、ロールス・ロイス、デハビランド・カナダ、ユナイテッド・エアクラフト、エア・カナダ、英国航空機製造（BAC）、フランス国営宇宙航空機製造（SNIAS）、日本航空機製造株式会社、川崎重工業株式会社、新明和工業株式会社等に感謝する次第である。

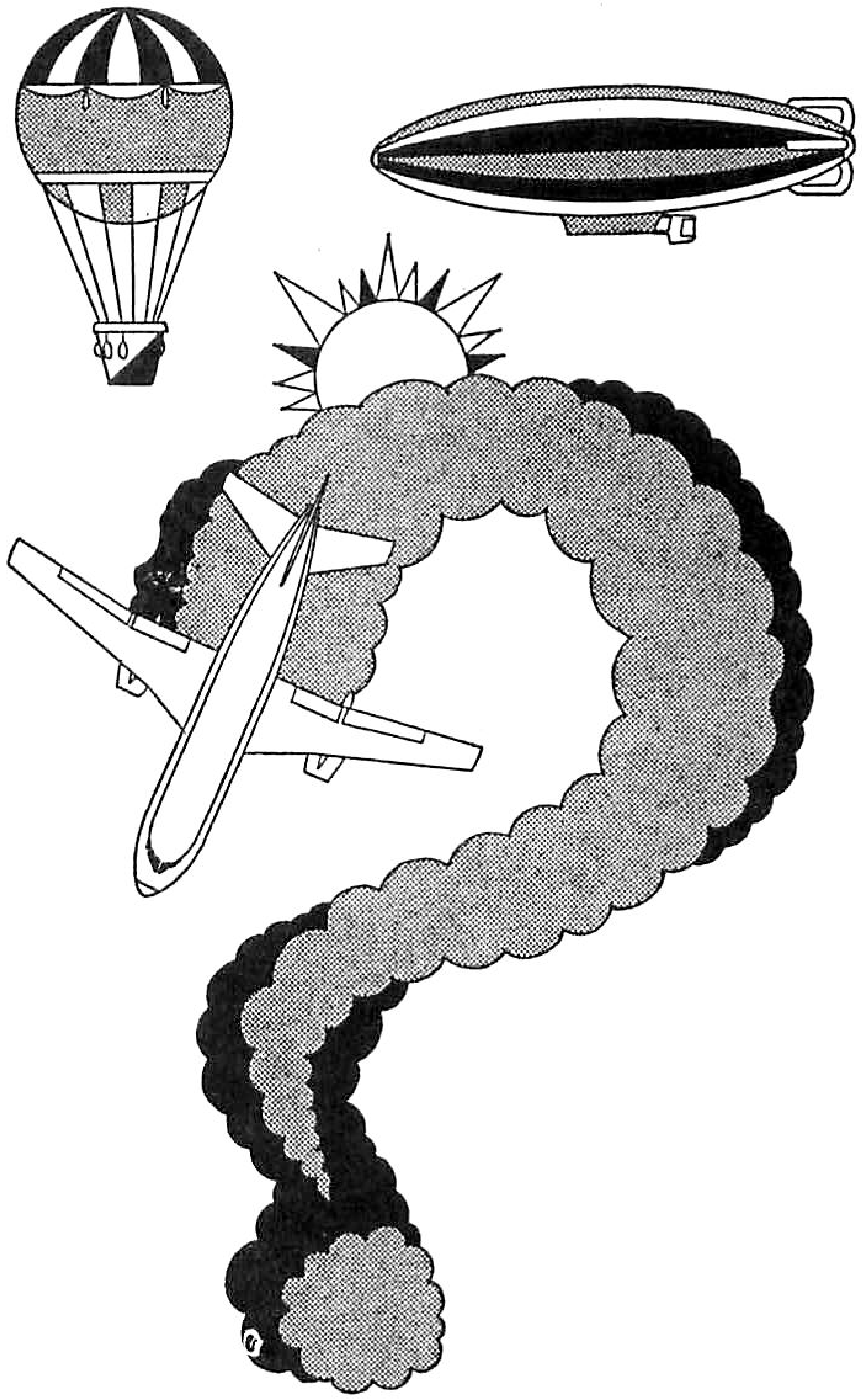
昭和五十年一月

著　者

目次

3—抵抗を減らす 77

1──飛行機はなぜ飛ぶか



空の構造

空は青く、はてしなく広がっている。飛行機はこの空を、人間を乗せて自由に運動することのできる機械である。羽があったら鳥のように空を飛びたいというのは人類の長年の夢であって、詩歌にもよく唱われ、ギリシア神話の昔からいろいろな試みがあったが、すべて失敗に終わった。

ライト兄弟が初めて飛行に成功したのは一九〇三年である。以後、この七〇年の間に飛行機は長足の進歩をとげた。



1—1　イカロス

イカロス（ギリシア神話） イカロスの父ダエダロスは、羽を麻糸と蠟とで固め翼を作って少年イカロスに空を飛ぶことを教えた。しかしイカロスは余り高く飛ぶなという父の戒めに背いて空高く昇りすぎたため、太陽の熱で蠟が溶け海に落ちて亡くなった。その名をとってイカリヤ海、屍を埋葬した島をイカリヤ島と名付けたという。

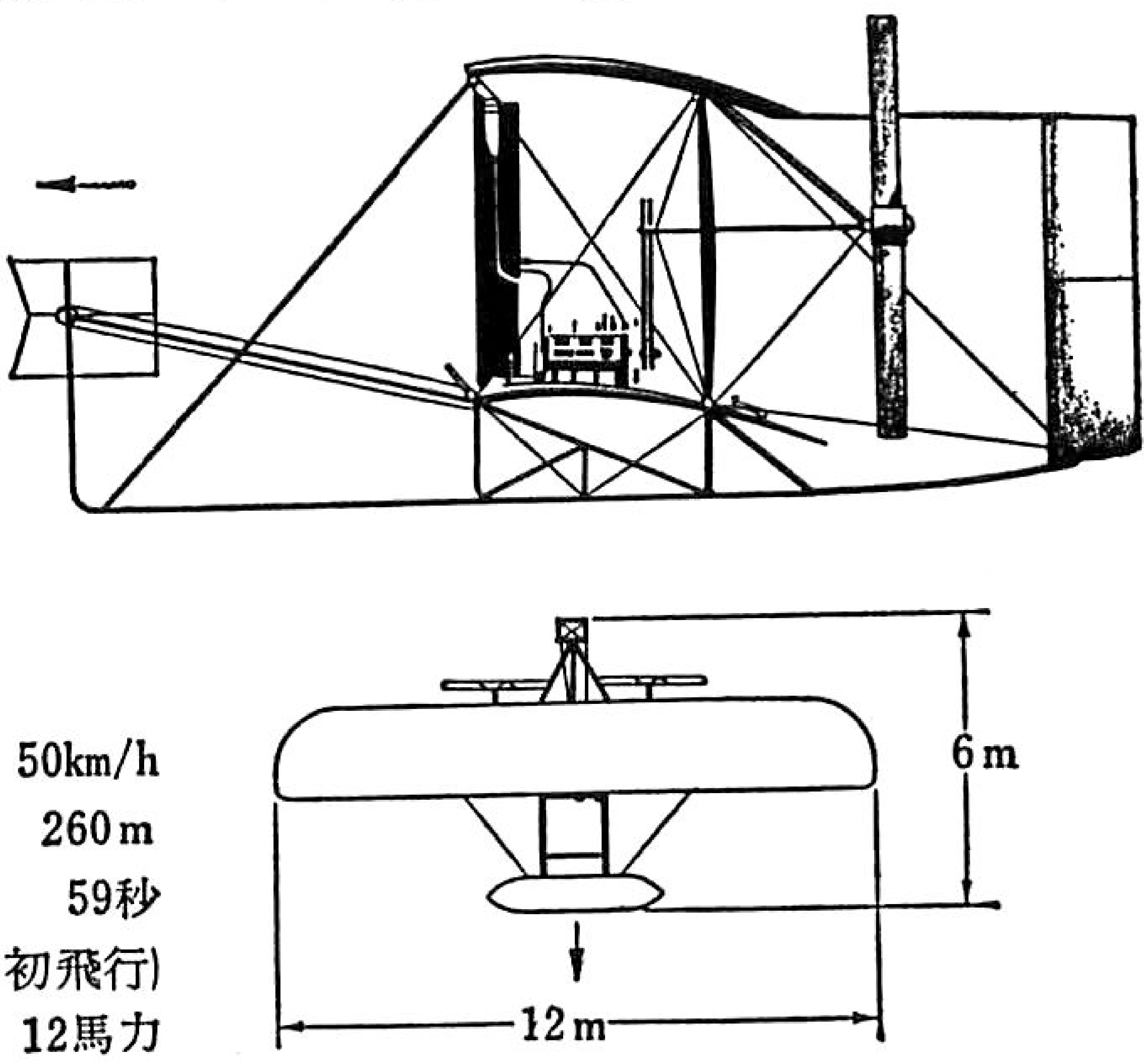
碧い海に白い雲、点々と浮かぶ白砂の島影。イカリヤ海はまったくその伝説にふさわしい。写真は一九六五年、アテネで国際宇宙航行会議（ＩＡＦ）が催されたときの記念メダルである。

一九六九年にはアームストロングなど三人の宇宙飛行士たちが、アポロ一一号に乗って月面着陸をやった。人間を乗せて打ち上げられる人工衛星もあるから、この時代には、星の世界もわれわれの活動の範囲に入ったことになる。

いま、飛行機の飛んでいる大空について少し科学的に調べてみよう。

地球を包む気体が大気である。この気体は地球の引力によって引きつけられて地球をとりまいている。その全質量は五一六〇兆トンである。しかし上空に行くにつれてしだいに大気は希薄になる。すなわち、一立方センチメートル中の分子数は、地表では二七〇〇億の一億倍という大へんな個数であるが、五〇キロの高さで二億の一億倍程度と減り、二〇〇キロで四〇億、三〇〇キロでは一億、四〇〇キロの高さではわずかに一個となる。

主要寸法
全長　6m
全幅　12m
全高　2.5m
重　量　275kg
乗　員　1名
主要性能
速度　50km/h
飛行距離　260m
飛行時間　59秒
(1903年12月17日初飛行)
エンジン　12馬力



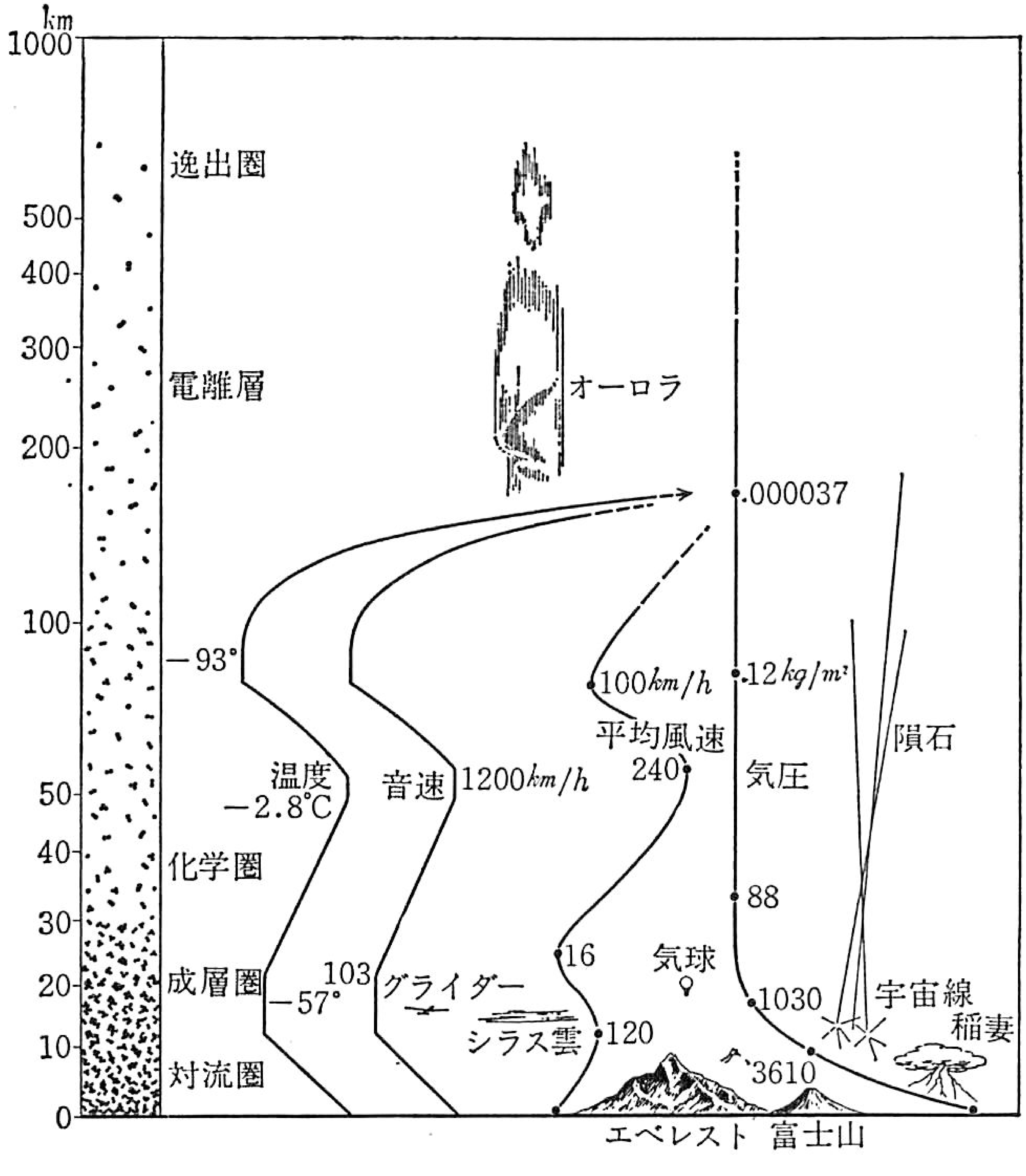
1―2　ライト兄弟機

つまり、大気全体の質量の九〇パーセントは一七キロ、九九・九パーセントは五〇キロ以下のところにある。地球の直径は約一万二七〇〇キロであるから、いま地球をフットボールの球くらいの大きさに見立てると、大気はその表面を蔽うセロファンの薄膜よりも薄い層の中にある。飛行機が飛んでいるのはたかだかこの程度のところである。

高度一〇〇〇キロで分子速度が毎秒一一キロになると地球の引力から逸脱する。大体この辺が大気の上の限界と考えられている。

大気は温度変化に従って図1―3のように五つの層に分割される。もっともこの層の限界はあまり明瞭ではなく、また学者によって名称や区分の方法も異なっているが、高度一〇から一五キロ以下を対流圏という。ここでは気象の変化が認められ、温度は一キロ上がるごとに六・五度の割合で低下する。一一から二〇キロでは気温がほとんど一定で、マイナス五六・五度である。この部分を成層圏といい、ジェット機は大体このあたりを飛んでいる。

高度二〇キロ以上では気温は再び上昇し、高度約五五キロで最高マイナス二・八度になり、その上部では一キロごとに四度の割で低下して、八〇から八五キロのあたりで最低値マイナス九三度になる。この範囲では太陽の輻射エネルギー(紫外線)を吸収し、光化学反応によってオゾンが発生する。この反応は、上空へ行くほど高いエネルギーの光子(光の粒子)が増えるので、高度とともに増加するはずだが、一方、空気密度が減少するので反応をおこす物質が減り、結局高



1－3　大気の構造

大気の特性を示す図である。高さの尺度は対数目盛になっている。上空に行くほど気体の粒子が少なくなっている。気温，気圧の変化も示してある。音速は地上で毎秒 340 メートルであるが，気温が変化するとそれに伴って変化する。オーロラや隕石の発光する高度も表してある。飛行機が飛んでいるのはこの大空の下層（成層圏まで）の部分である。

度とともに減少する。よってオゾン濃度の最大値（約一〇ｐｐｍ）が現れ、その高度（約三〇キロ）で気温が最高になる。このような反応がおこる二〇キロから八五キロを化学圏という。

九〇キロ以上を電離層（イオン圏）という。この層ではイオン化した分子、原子および自由電子が多く含まれる。そのため平均分子量は減少する。これらは主として紫外線やX線によって発生したものである。電子層には、電子濃度が高いＤＥ$F_1$$F_2$の四つの層がある。このガスが紫外線を吸収するので再び温度が上昇し、高度七二〇キロで摂氏一二〇〇度に達する。

高度五〇〇キロ以上が逸出圏（いっしゅつけん）である。この部分の気体分子は引力から逸脱して宇宙空間に流出する。また宇宙空間からも気体の粒子が流入する。このような上層大気の状態は、近頃ロケットを打ち上げて直接測定できるようになった。

飛行機がロケットのように高くあがれないのは、上空で燃料を燃やす酸素が不足して、前進に必要な推力が十分でないのと、空気の密度が低くて、重さを支えるだけの揚力が得られないためである。ロケットや人工衛星の飛ぶ原理は飛行機のそれとはまったく異なっている。

空を飛ぶ

地球をとりまく大気は地上約一二〇〇キロに達する。しかしこのような上空になると空気密度は

年	飛行機の大きさ(座席数)	速度(毎時km)	安全性(1億人マイルあたり死亡数)	運賃(1マイルあたり) 実数	実勢*
1960—	59	225	1.25	6.34セント	6.15セント
1965—	86	291	0.56	5.99	5.45
1970—	101	357	0.40	5.75	4.26
この10年間の変化率	71%	59%	−68%	−9%	−31%

これは世界民間航空連盟（ICAO）に加盟しているエアラインの平均値である。ただしソ連の資料は除いてある。＊印は1958年のアメリカの物価を基準にした場合である。サービスは改善され運賃は下がっている。

1—4　エアラインのサービス改善と運賃の推移

地上の一〇〇万分の一程度になって、ほとんど真空に近い状態になる。飛行機が飛ぶのは高々二〇キロ程度以下の、地球にごく近い大気下層部分である。前述したが、高度一〇キロ（一万メートル）くらいまでが対流圏で、その上が成層圏である。対流圏では上昇、下降気流があって、水蒸気の凝固した雲が発生する。成層圏はそのさらに上空で、気象による変化がない。

大気は地球とともに回転している。しかし上空に行くにつれてすべりが起こるから、上空では西から東へゆっくり動いている。したがってもし重力がなくて我々が空中に停止できれば、二四時間で赤道のまわりを一周することができる、というのは間違っている。大気が地球と一緒に回転しているから、一周するためにはこの大気の中を進行して行かなくてはならない。飛行機の速度というのは空気に対する速度であって、地上の目標に対する速度ではない。

二四時間で赤道のまわりを一周するには、時速約一七〇〇キロで飛行することが必要なのである。

さて今の飛行機は金属製で丈夫に出来ているから、相当な風雨でも、滑走路を見通せる程の視界があれば安全に離陸することができる。雨雲は一〇〇〇メートルから二〇〇〇メートルの高さまでしかないから、この程度上空に昇れば太陽が輝いている。地上では水滴のため黒ずんで見えた雲も、上から見ると白鳥の羽毛のように美しい。羽化登仙とはこのような気持ちであろう。

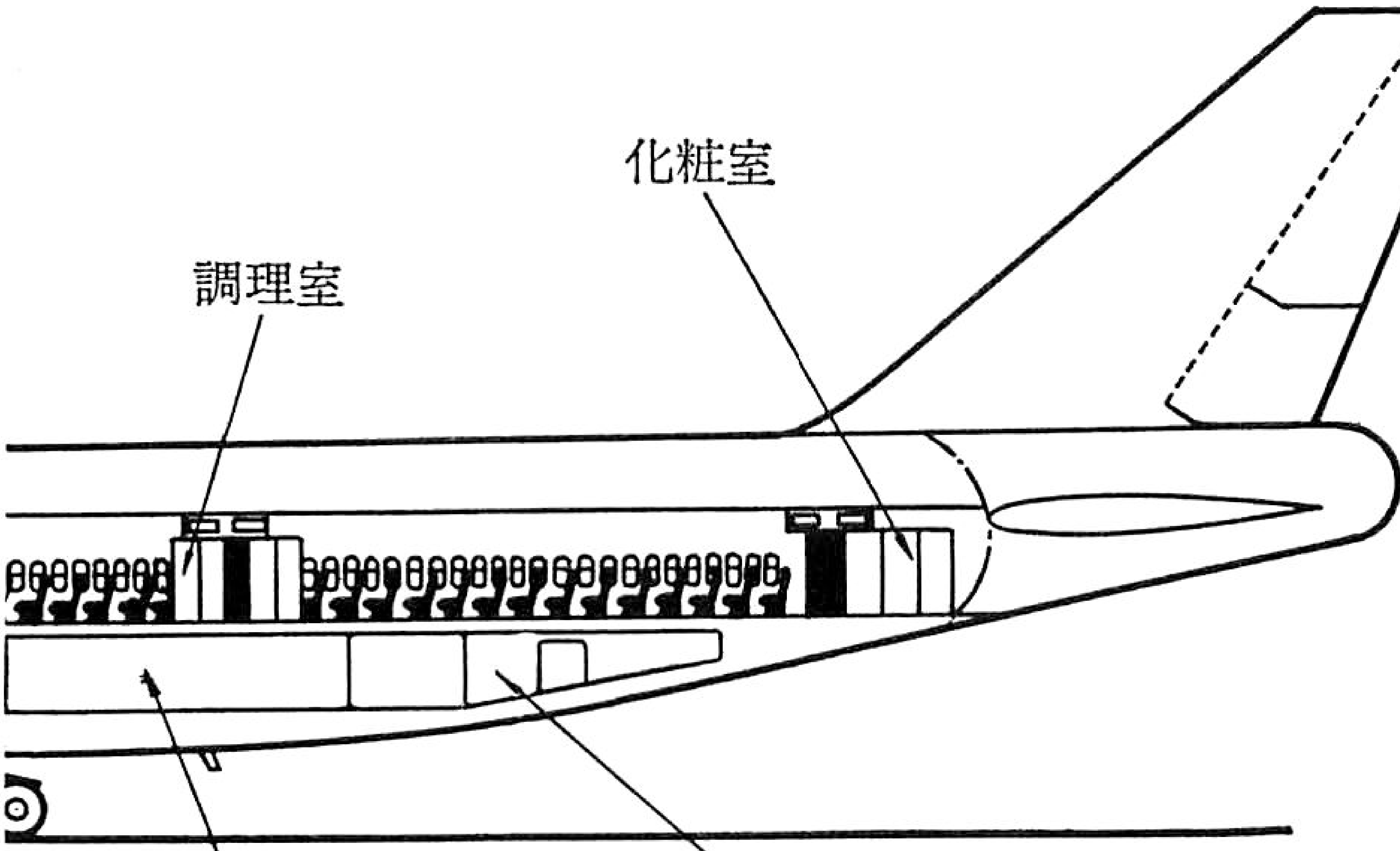
飛行機はぐんぐん上昇し続ける。標高三七七六メートルの富士山も足下に見える。この高度では、気圧は地上の三分の二、空気密度も三分の二程度である。高山では酸素不足で呼吸が困難であるが、それと同じようにエンジンの中の燃料の燃焼も悪くなる。このためジェット・エンジンではコンプレッサーがあって、吸い込んだ空気を圧縮して完全に燃焼するようにしている。乗客のためには客室の空気圧を上げて、常に高度一〇〇〇メートル程度の空気圧を保つように調節している。

大気中では一〇〇〇メートル昇るごとに六・五度ずつ気温が下がるから、客室の外は低温である。客室の空気は高空では暖房して、快適な室温が保たれるようにしてある。エンジン内の燃焼温度は摂氏一五〇〇度程度であるから、飛行機では熱源にはこと欠かない。夏は地上では冷房して二〇度前後になるようにしているが、その電源は地上電源車（GPU）からとっている。



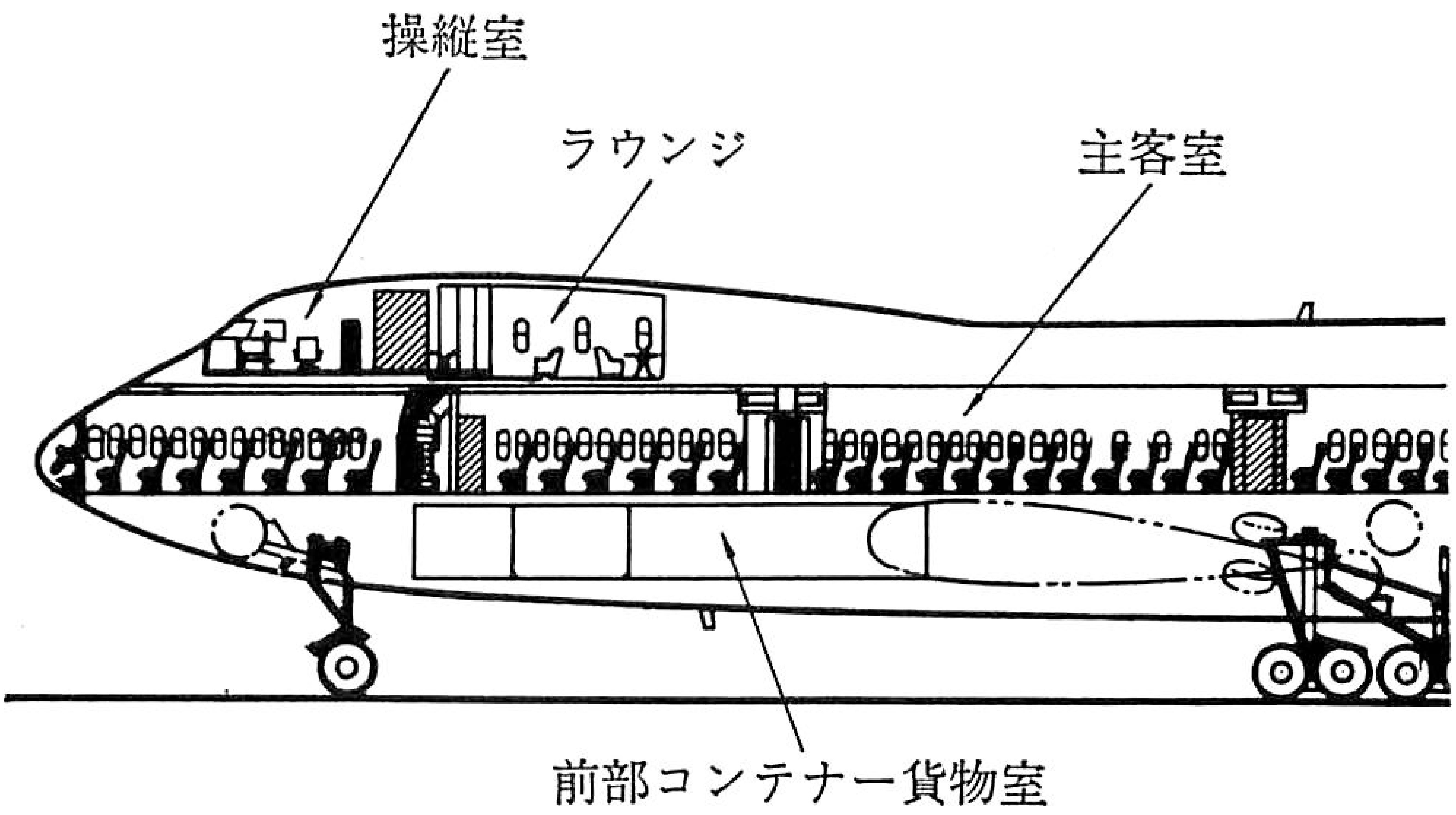
1－5　B747

ボーイング747，ジャンボ・ジェット機，1969年2月初飛行。パン・アメリカン航空が1970年1月からニューヨーク・ロンドン航路に投入，シリーズ・100，200，300，400がある。700機をこえる機体が世界中の航路で運航されている。400はエンジンの改装で推力増強と同時に燃料効率を向上。操縦席の計器類にコンピュータを大幅に導入して，機関士を廃し，コックピット定員を3人から2人に減らしている。外観上の特色は主翼の端に写真のようなウイングレット（翼端板）を取付けたことである。これは抵抗を減少するのに役立つとボーイングでは説明している。その他，超アルミ合金，炭素繊維など新素材を採用して重量軽減に成功している。



積乱雲（入道雲）は高度八〇〇〇メートルにも達するが、このような雲に近づくと、大気の乱れのために飛行機は激しく上下にゆれる。だから飛行機はこの雲を避けて迂回する。このほか晴天乱流というのがあって、雲が見えなくても気流の乱れのためにゆれることがある。また突然、流れの方向が違う気流に突入するため大きくもち上げられたり、逆に吹き下ろされたりすることがある。このような突風の影響を受けると棚から荷物が落ちてきたりして、気持ちのよいものでは決してないが、墜落ではないから余り心配しなくてもよい。

対流圏の上層には秋空に浮かぶような鰯雲（いわし）や巻き雲があるが、高度九〇〇〇メートル付近のこのような雲に入っても、薄くキラキラ輝いているだけで、飛行にはあまり影響はない。この雲は氷の薄片からできている。しかし水蒸気を含んだ雲の中を飛行している間に

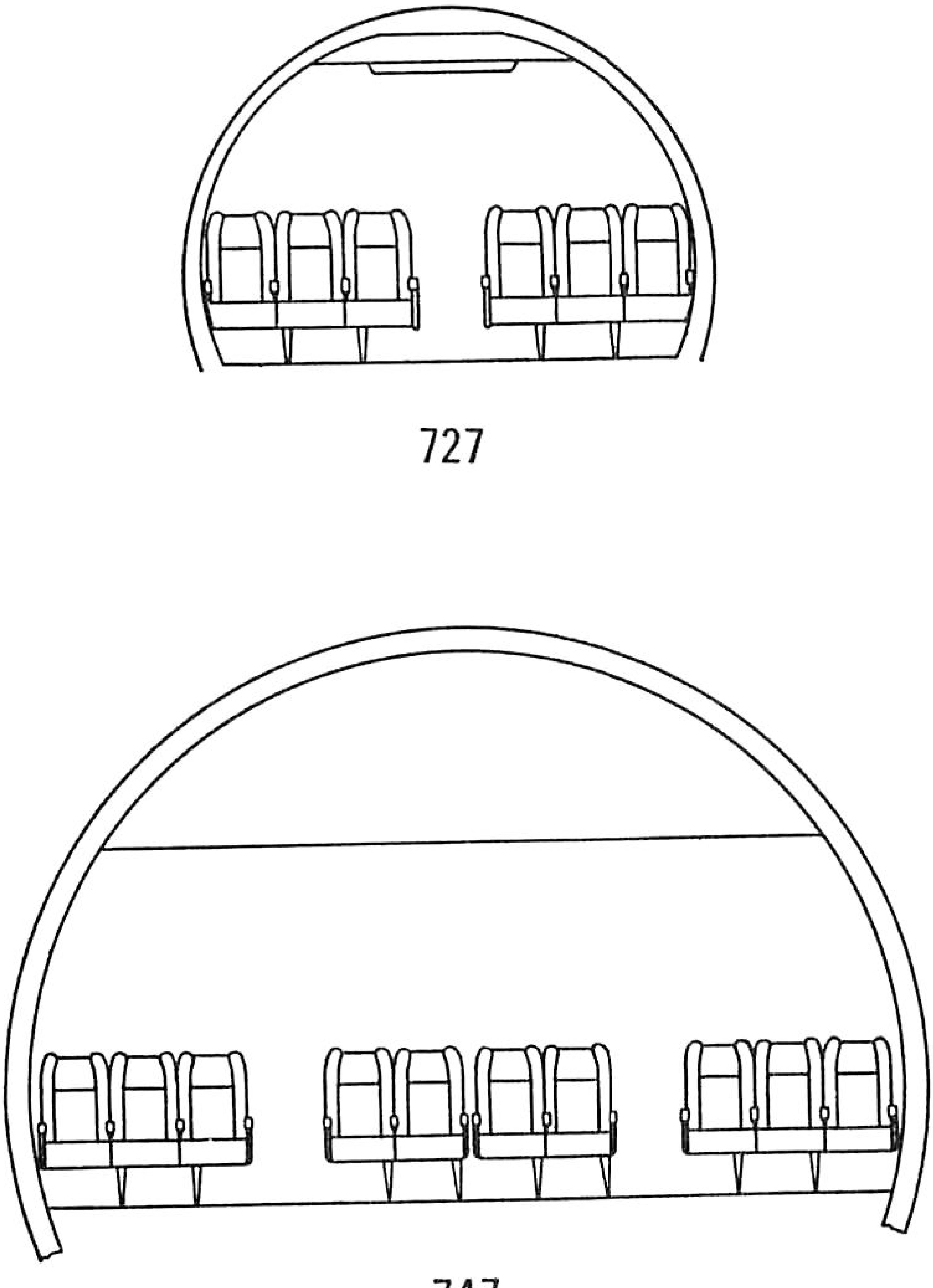


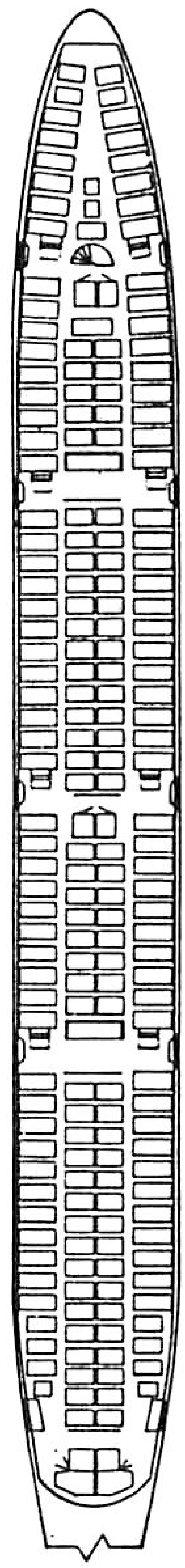
1－6　ジャンボ(巨象)機の内部

氷が主翼に付着すると、翼の断面形が変化して設計上の性能が出ないため、大事にいたることがある。そこで主翼の前縁には加熱装置や変形するゴム膜を取り付けてあって、付着した氷を解かしたり壊したりする仕組みになっている。

高度一万メートル

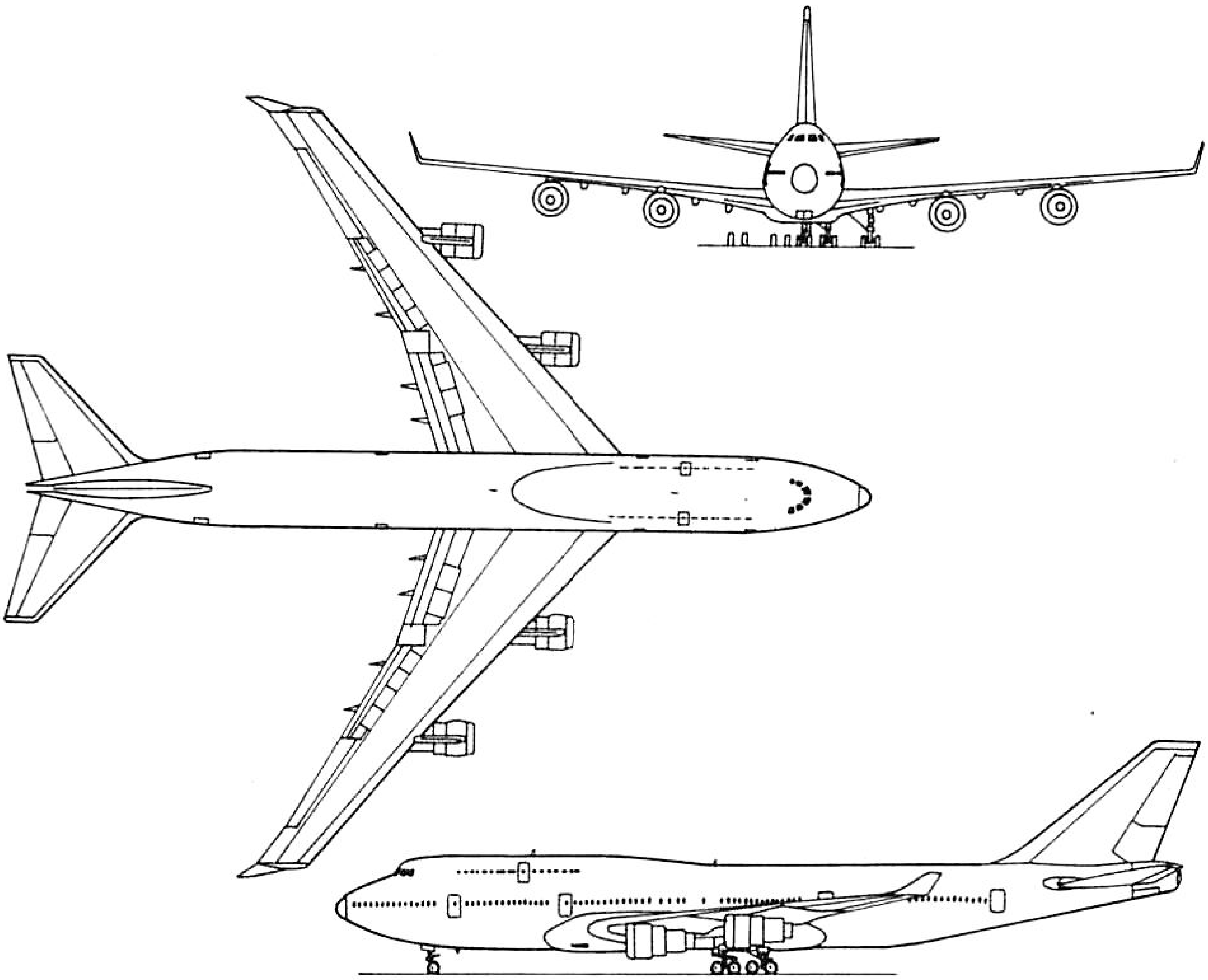
高度一万メートル付近になると気圧は地上の$\frac{1}{4}$、気温はマイナス五〇度くらいになる。それから上はいわゆる成層圏である。ここでは気象の変化はなく、常に昼間は太陽が、夜は星が輝いている。ジェット機の飛行する高度はこのあたりである。空気の濃さは地上の$\frac{4}{10}$になっているので、揚力は地上付近の同速度のときに比べて$\frac{4}{10}$に減っているが、抵抗の方もそれだけ小さいので、推力が十分にあれば重量を支えるに足る速度が得られる。ジェット・エンジンでは空気を圧





I－7　ワイド・ボデーと通常胴体

ボーイングB 747の座席の配置は図I－6でも示したが，この図は横断面である。胴体の断面はほぼ円形，客室の最大幅は6.10メートルで，2列の通路をはさんで横一列に10人掛けになっている。B 727の方は最大幅が3.55メートルで，通路の左右にそれぞれ3人掛けの座席がある。



Ⅰ－8　B 747-400要目

主要寸法	全　長	70.51 m
	全　幅	64.92 m
	全　高	19.33 m
	主翼面積	511 m^2
重　　量	離陸重量	394,625 kg
	塔載重量	65,317 kg
乗　　客		3 クラス，412 人
主要性能	最高速度	979 km/h
	離陸滑走路長	3,322 m
	着陸滑走路長	2,134 m
	航続距離	13,528 km
エンジン	プラット・アンド・ホイットニー PW4256ターボ・ファン×4 他にRB211-524D4D，CF6-80C2 も塔載可能。	

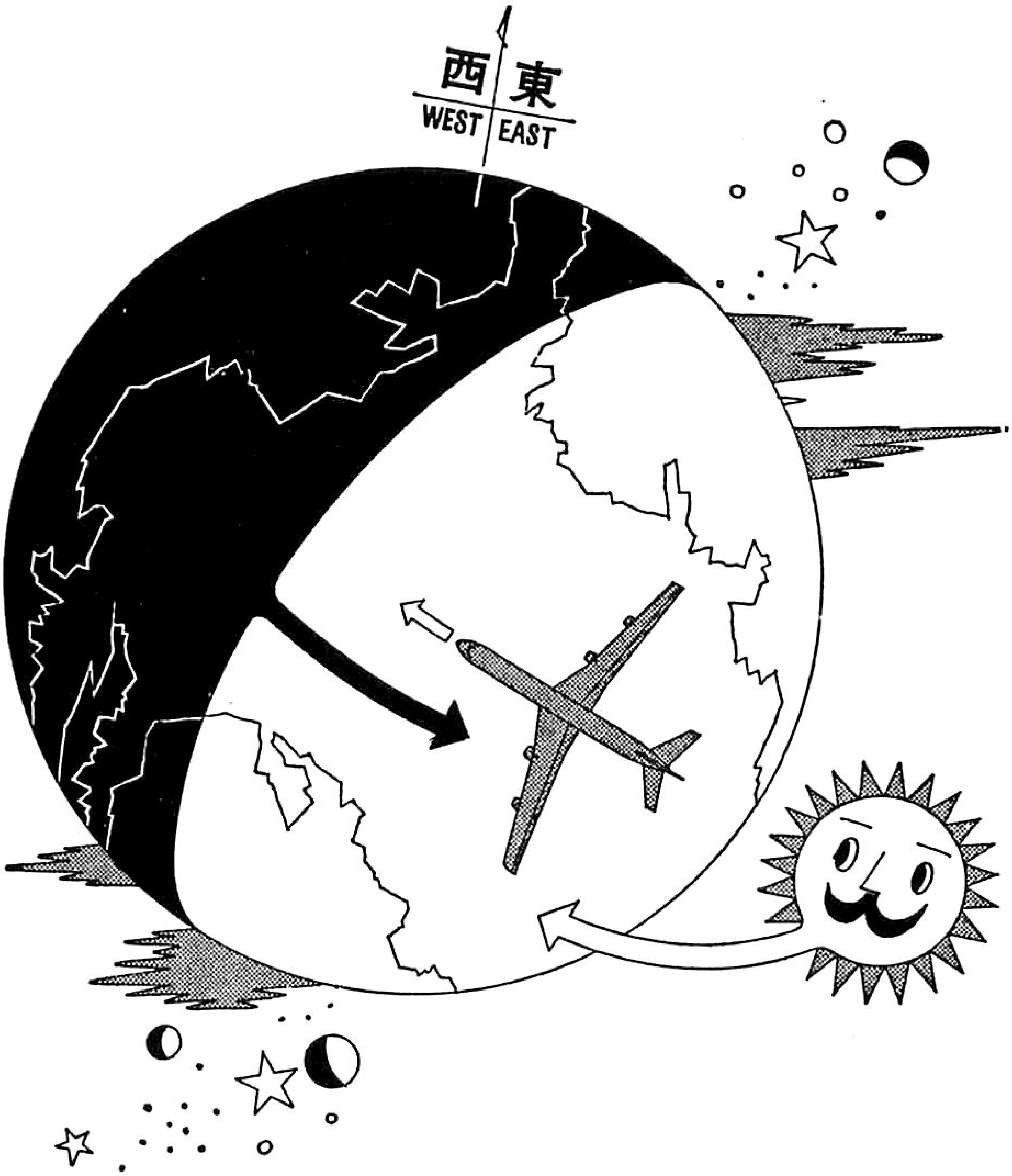
縮して燃焼に必要な酸素量を送ることが可能なので、空気の希薄な高空でも十分な推力を出すことができる。

高度一万メートル付近では空は紫に見え、水平線は彎曲して見渡せる。ここでは地球が丸いことがはっきり認められる。またこの高度では空気が澄んでいるから、夜間北極圏を飛行しているとオーロラが眺められることもある。宇宙飛行というには程遠いけれども、大自然のふところに抱かれて地球遊星をまわっている気分がする。

本州の上空で高度一万メートルに達すると、日本海と太平洋とが同時に見え、日本列島の一部分が縮尺一〇〇万分の一の地図のように見渡せる。

東京は北緯三五度であるが、この付近の緯度で地球を一周すると、その距離は三・二万キロメートルである。飛行機の速度を毎時一〇〇〇キロメートルとすると、一周するのにおよそ三二時間となる。

飛行機の速度をもう少し増して、一周時間がちょうど二四時間になったときを考えよう。正午に東京を飛び立って西に向かうとすると、一時間後には東経一二〇度の上海（シャンハイ）付近になるが、時差の関係で地上の時間は正午である。このように西向きに飛行を続けていく限り、常に地上の時刻は正午で、飛行機はいつも太陽の真下を飛び続けている。そのうち大西洋を渡り、アメリカ大陸を横断して日付変更線を越えるので、地上の時刻は翌日の正午ということになり、東京到着の時



1－9　西まわりで飛ぶと……

地球の回転が黒い矢で示されている。半分は夜である。地球を止めて太陽を眺めると，太陽は白い矢印の方に動いていることになる。したがって飛行機が西向きに飛ぶと昼も夜も長くなる。反対に東に向かうときは昼も夜も短くなる。

間は翌日正午になる。

逆に東に向かって飛び立った場合には、一時間後には地上の時間は午後二時になり、正午に離陸しても三時間後には地上時間は午後六時でぽつぽつ日没になる。ここで東経一八〇度の日付変更線を西から東へ通過するから、地上時間は前日の午後六時ということになり、それから六時間飛行し続けると短い夜が明けて、地上は前日の午前六時になっている。大体アメリカ大陸を三分の二ばかり横断してシカゴ市の上空あたりである。

このように東に向かっているときには、飛行機上で一時間時間が経つごとに地上では二時間が経過したことになって、再びアルジェリア上空で日が暮れてチベット上空で夜が明け、機上では短い夜を二回経験するが、東京へ戻ってきたときにはまた翌日の正午ということになる。

現在のジェット旅客機の速度はこれほど速くはなく、また飛行経路も同一緯度線上ばかりを飛んでいるわけではないから、このようなことは余り経験したことがない。また日本国内では時差がないように全国一律に時刻を決めているが、それでも東京から福岡へ向かうときは日が長く、逆に福岡から東京へ向かうと日が短くなる。

アメリカのような大きな国では西海岸と東海岸とで四時間の時差がある。そこでサンフランシスコ・ニューヨーク間のノン・ストップ飛行の時刻表では、例えばサンフランシスコ発が正午でニューヨーク着が午後八時になっているのに、西行き便はニューヨーク発が正午でサンフランシ



1—10　エアバスA300，Ｂ２－200

ヨーロッパエアバス社（仏，独，西，蘭共同出資，後ベルギーも参加）の中・短距離ジェット機。1972年10月28日初飛行，Ｂ２，Ｂ４の型がある。エンジンはゼネラルエレクトリック社のＣＦ６またはプラット・アンド・ホイットニーＪＴ９Ｄターボファン２基。東亜国内航空社が導入を決定した。1979年現在252機が発注されている。

スコ着が午後一時ということになっている。ともに飛行時間は四時間ほどである。アメリカでは州によっては夏時間を実施していたりするので、飛行機旅行をすると時間の感覚が複雑になる。

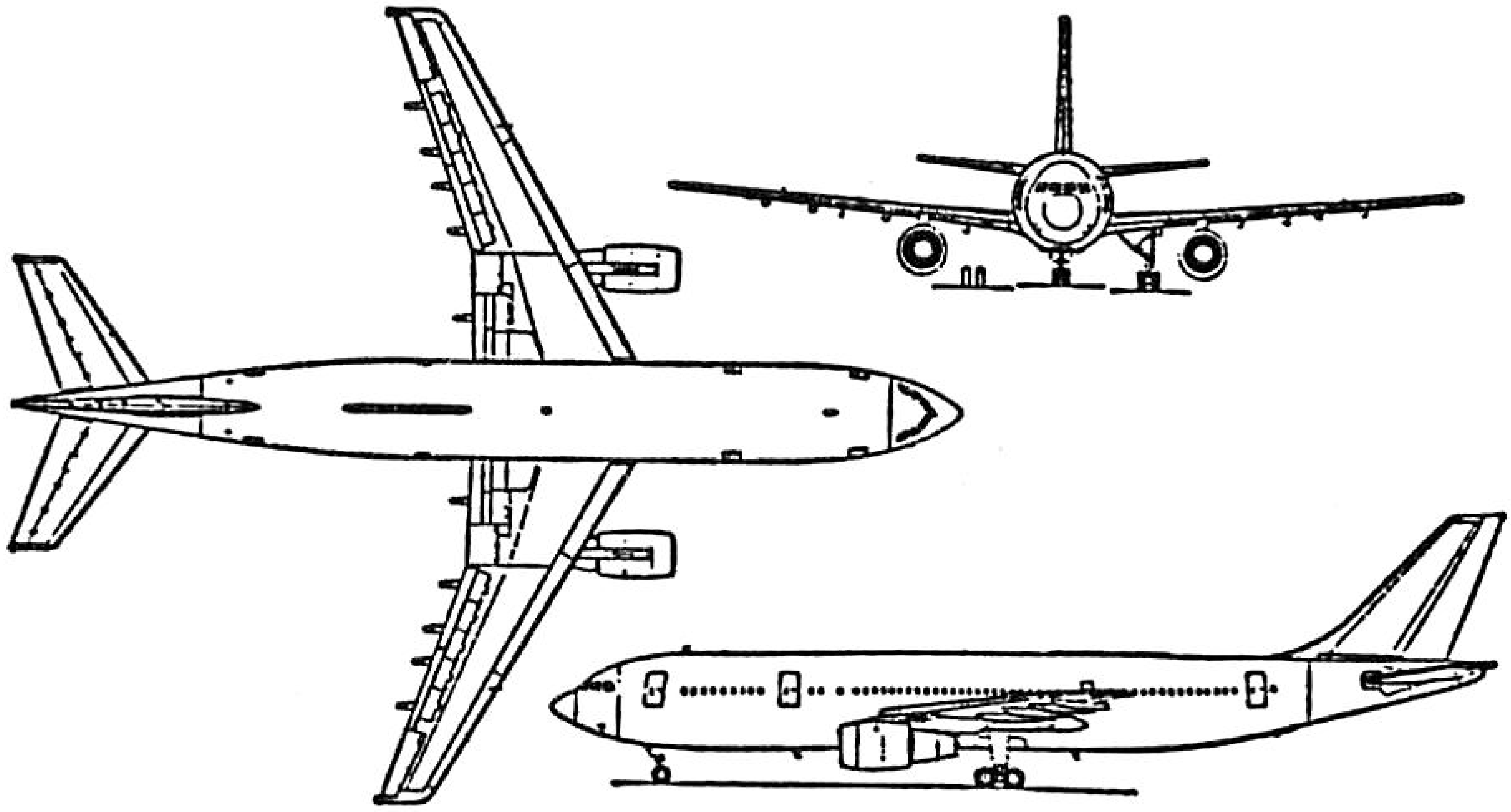
ジャンボ機では客室が広々としているし、長時間の飛行中には映画の上映があったりして退屈しない。また余りゆれたりすることもないから、十時間程度の長旅でも汽車旅行などに比べればそれほど疲れるわけではないが、むしろ飛行機を降りてから、昼と夜が反対に感じられて睡眠不足になったりするために困ることがある。すなわち生理的なリズムの不調の方が障害になる。

人や物は位置を移すと、それだけで値打ちが出る場合が多い。そして旅行は手段であって目的ではないから、そのための時間を短縮することは意義が大きい。航空旅客や貨物の数量が激増していることは、統計を示さなくても容易に理解できる。

なぜ浮くか

ジャンボ・ジェット機のボーイング747（図1—5）は全体の重量が三五〇トン以上あるのに、四〇〇人近くもの人を乗せて太平洋を横断することができ、羽田からサンフランシスコまで無着陸で九時間ばかりで飛行することができる。

軽気球や飛行船のように水素やヘリウムをいれて空気より軽いものであれば、浮力によって空気中に浮かび上がるのは当然である。



1—11　A 300　B 2要目

主要寸法	全　長	53.62m
	全　幅	44.84m
	全　高	16.53m
	主翼面積	260.0m^2
重　　量	離陸重量	142,000kg
	塔載重量	34,600kg
乗　　客		269人
主要性能	最高速度	911 km/h
	離陸滑走路長	1951m
	着陸滑走路長	1630m
	航続距離	3334 km
エンジン	プラット・アンド・ホイットニー JT9D−59A×2基 (推力24,040kg)	

鳥ははばたいて空気を下におし下げ、そのはずみで飛んでいる。ヘリコプターは大きな回転翼がついていて、下向きの気流を作って浮いている。また小石を投げると遠くまで飛んで行くが、ロケットなら、火薬が燃えつきてしまった後でも、その余力で高くあがることができる。飛行機、ことに最近のジェット機になると、外から見て動いている部分はどこにも見あたらないが、確かに大空を飛んでいる。これは火薬で打ち出されたものでも、もちろんない。プロペラ飛行機ではプロペラが回転しているが、風を送っているのは後方へであって、下方ではない。したがって飛行機が飛ぶ理由は鳥の場合とも異なっている。

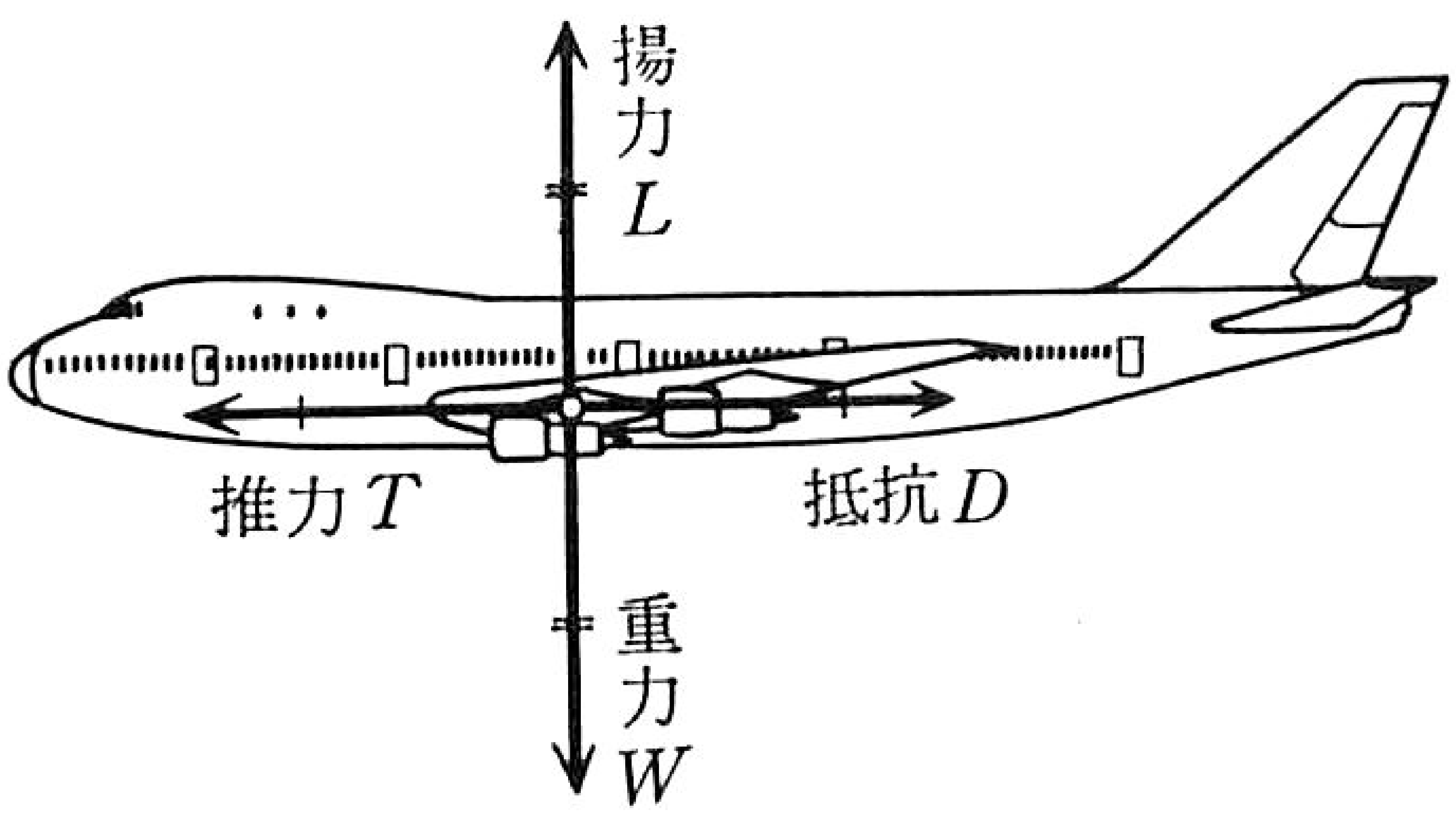
では空気よりも重い大きな飛行機が空中を飛べるのはどういうわけであろうか。これには飛行機に揚力（ようりょく）という上向きの、重力と反対方向の力が働くためである。

なぜ飛行機に揚力が働くかといえば、それは翼がついているからである。飛行機の翼は胴体に固定していて、羽ばたくわけではないけれども、どの飛行機にもついている主翼はこのような揚力を発生して飛行機を空中に支える役割を果たすのである。しかし、飛行機の主翼にこの揚力が発生するのは、実はそれが前進しているためである。これは卵と鶏のような関係である。

四つの力

飛行機は離陸から着陸までいろいろ複雑な運動をするが、まず最も簡単な場合、すなわち一定

速度で水平に飛んでいるいわゆる水平定常飛行について考えて見よう。飛行機の各部分にはいろいろな力が外部から働いている。いまこれらの力を重心の位置にまとめて示して見ると、図1－12のように揚力と重力、推（進）力と抵抗（力）とになる。これらの力が釣り合っていると、飛行機に働く外力はあわせてゼロとなり、ニュートンの運動の法則に従ってそのままの運動状態を持続することになる。すなわち一定の速度で水平に飛び続けることになる。

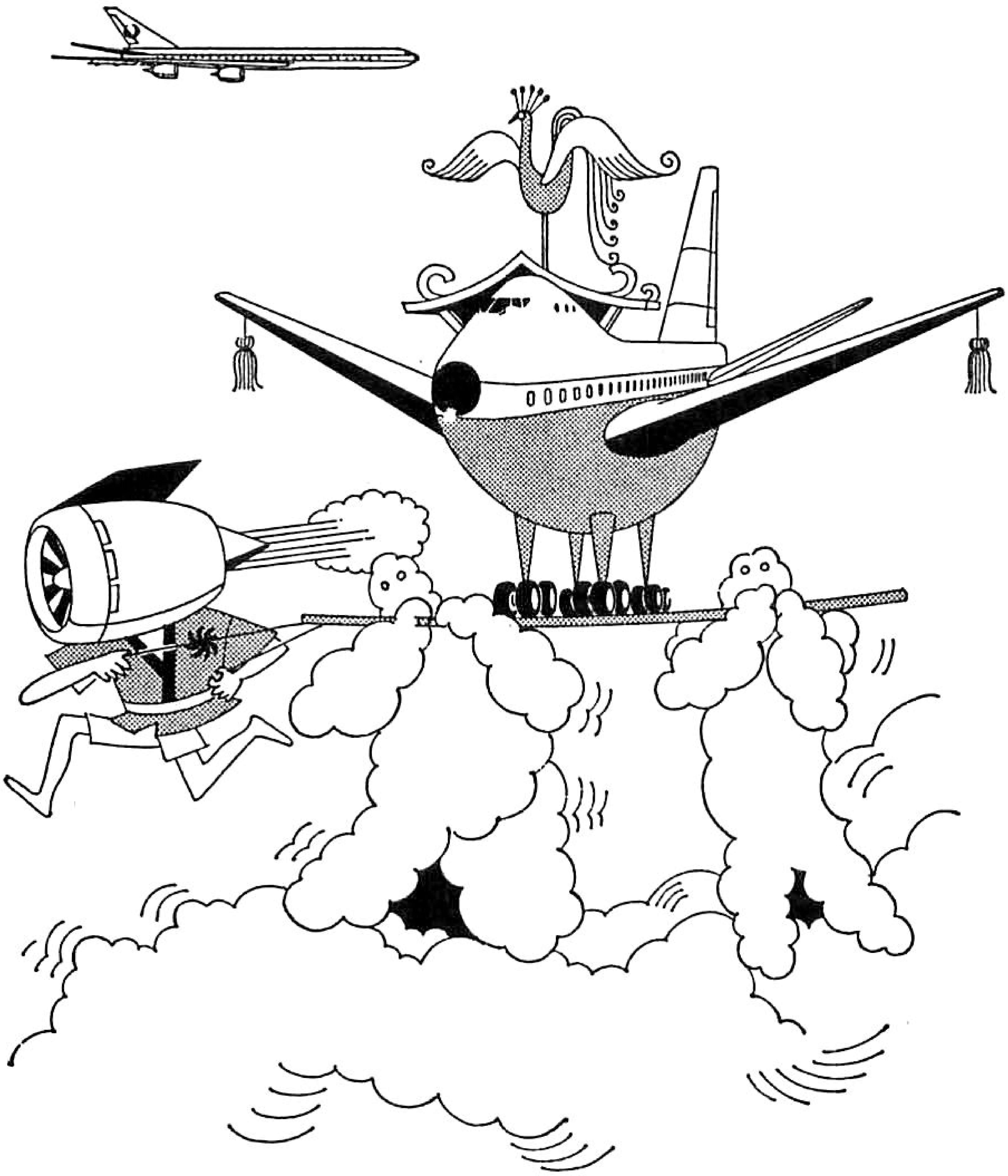


1－12　飛行機に働く四つの力

飛行が実現するための条件をこの四つの力について述べると次のようになる。

一、主翼に働く揚力が大きいこと。
二、機体に働く抵抗が小さいこと。
三、エンジンが強力で推力が大きいこと。
四、機体が軽くて重力が小さいこと。

このうちの揚力と抵抗とは空気から受ける力で、いわゆる「空気力」である。結局、飛行機を空中で支えているのは、この揚力という空気の力である。いま飛行機をお祭りのみこしに見立てると、みこしを担いでいる連中は空気と



1－13　空気みこし

飛行機をみこしに見立てると，これをかついでいるのは空気で，空気を蹴ってみこしを前へ引っぱっているのがエンジンである。飛行機をかつぎあげている空気の力を揚力，前へ引っぱっている力が推力である。このほかに重力と抵抗とが働く。この四つの力の関係が鍵となる。

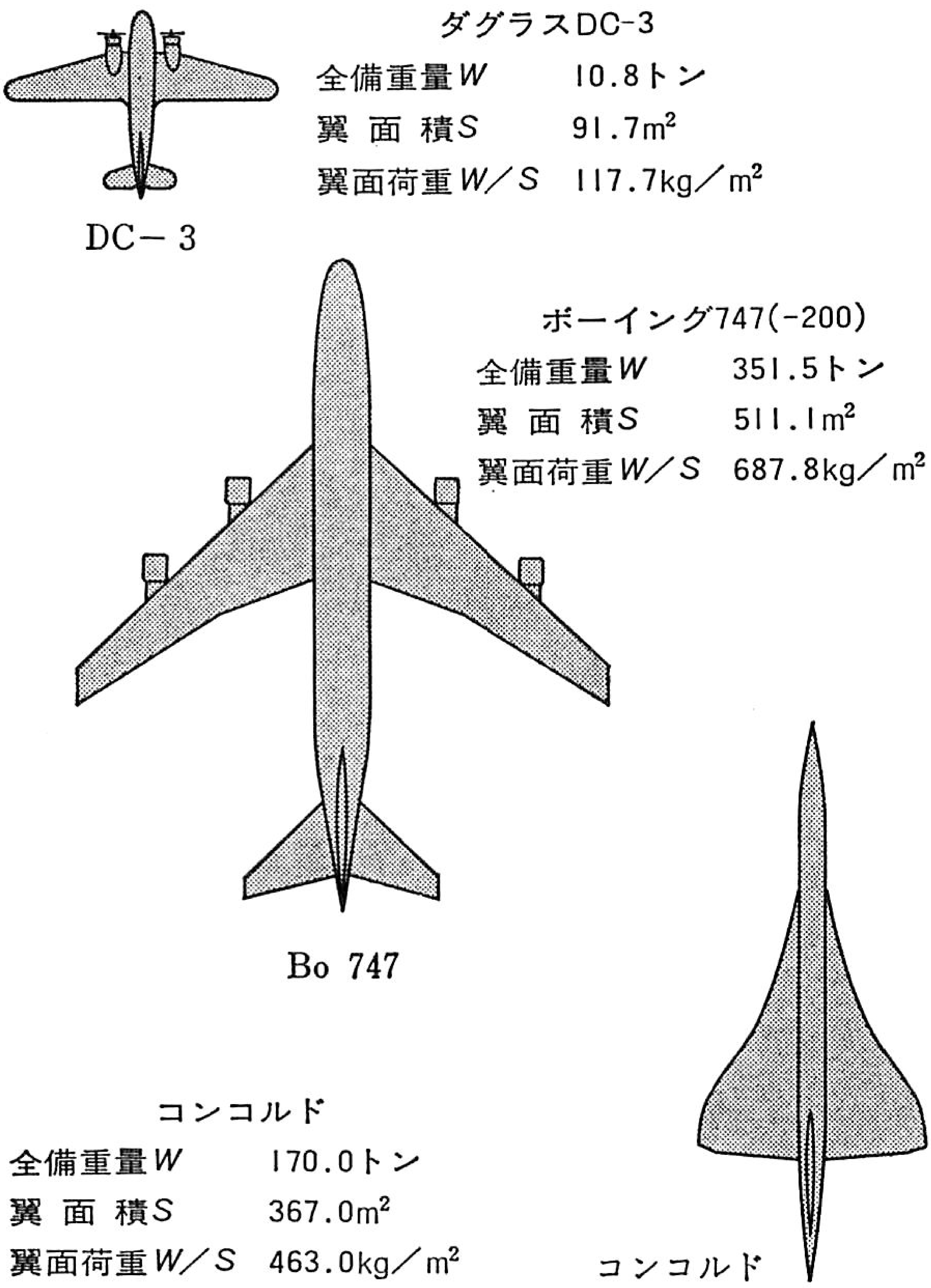
いうことになるのである。

この四つの力は相互に密接に関係し合っている。飛行機の速度を仲介として相互関係を説明すると、エンジンが強力で機体の抵抗が小さいと速度が大きくなり、速度が大きいと揚力が増し、重力に打ち勝って機体を支えることができる。しかしエンジンの推力が不足したり、機体の抵抗が大きかったりすると、大きな速度で飛ぶことができず、揚力が不足して機体を持ち上げることができなくなる。

エンジンの推力を増すためには何個もエンジンを搭載することが考えられるが、こうすると抵抗が増して、期待する程の速度が実現できず、さらに重量が重くなって揚力が不足するため、飛行が不可能になる。

揚力を増すために主翼を大きくしても、必ずしもうまく行くとは限らない。主翼を大きくすると抵抗と重量とが同時に増すから、強力で軽量なエンジンが利用できない限り飛ぶことができない。動力飛行が長い間実現しなかったのは、この四つの力のバランスをとることが技術的に難しかったためである。飛行機を設計するには、この四つの力のバランスを上手にとることが重要である。これは後でもたびたび注意する大事なことである。

これは、模型飛行機を飛ばす場合でも同じである。



1－14　飛行機の形態

飛行機の速度によってその形が著しく変化することに注意。同一縮尺で示してある。翼の形，後退角，面積が異なっている。胴体は超音速機では細く尖っている。

空気力

ここで空気力について少し数量的に説明するため、飛行機の速度をVであらわし、空気の密度を（ギリシア文字の）ρであらわすと、揚力Lは、空気密度と速度の二乗の積ρV^2に比例し、かつまた翼面積Sに比例する。したがって、翼面積が大きいほど大きな揚力が発生することになる。空気の密度は地上に比べて上空では極めて薄くなるので、もし速度が変わらないとすると、上空へ行けば行くほど翼面積が大きくないと、揚力が不足してしまうことになる。

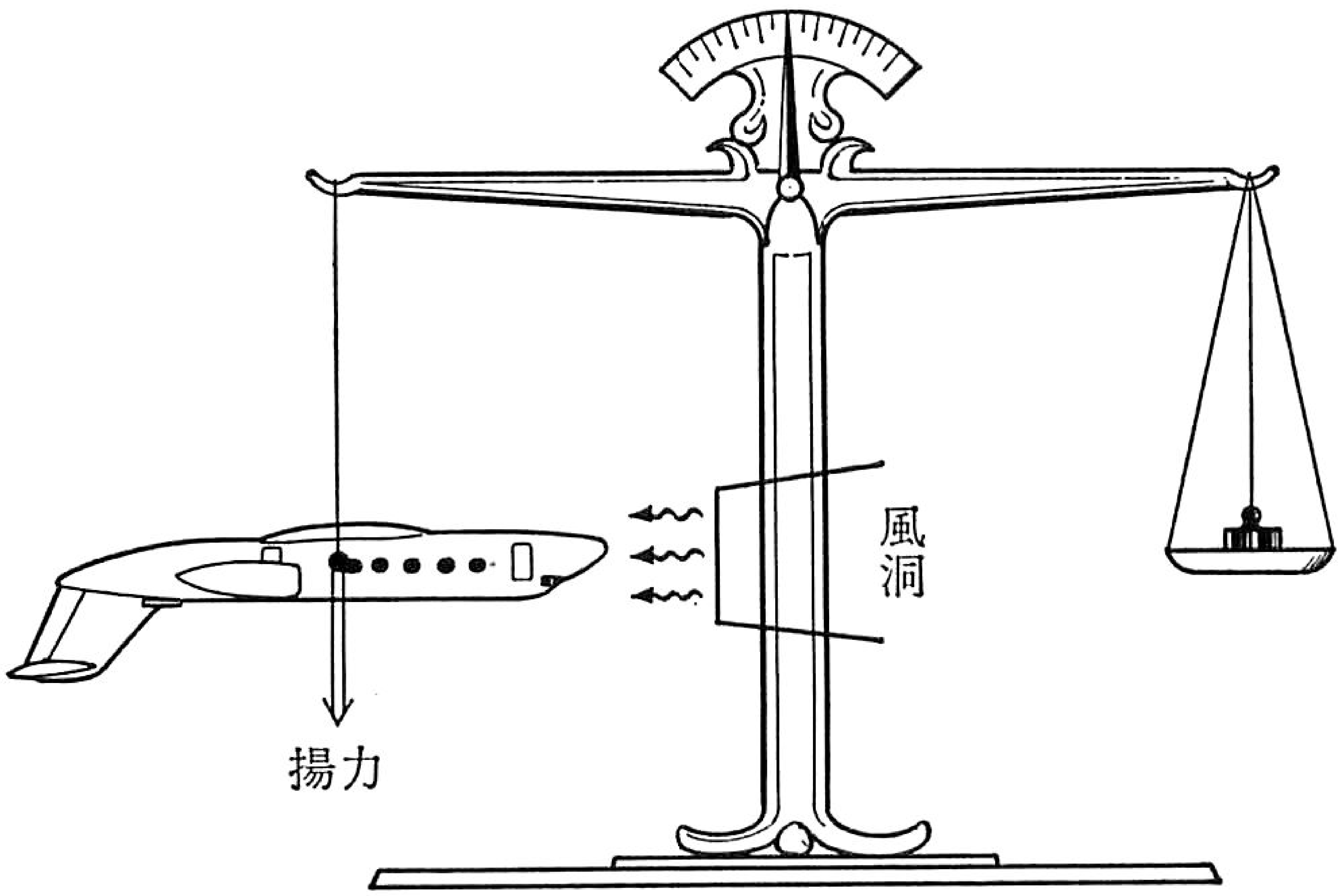
このように空気の揚力Lが働く一方、空気中を運動する物体には、運動方向に反対の力すなわち、抵抗Dが働く。この抵抗力の方も、空気の密度と速度の二乗および物体の大きさに影響をうける。われわれは地上をどのように速く走っても、このときは速度が小さいから空気抵抗を直接に感じることはまずないが、速い速度で動く物体については空気抵抗の影響が現れる。例えば、自動車や新幹線のような高速交通機関では、空気抵抗が大きな問題になる。いわゆる流線型という形は、この空気抵抗をできるだけ小さくするためである。

今まで述べたように揚力も空気抵抗も、空気の密度と物体の速度の二乗に比例し、物体の大きさに影響をうける。そこで、飛行機の大きさをその主翼の翼面積で代表させることにする。このようにすると、揚力も抵抗も同じ形に表現することができる。ここで抵抗が翼面積に比例するということは少し理解しにくいかもしれないが、要するに飛行機の正面面積をとっても、あるいは

$$\boxed{\text{揚力}L} = C_L \times \boxed{\frac{1}{2}\rho V^2} \times S$$

係数　密度　速度　翼面積

$$\boxed{\text{抵抗}D} = C_D \times \boxed{\frac{1}{2}\rho V^2} \times S$$



1－15　空気力の公式

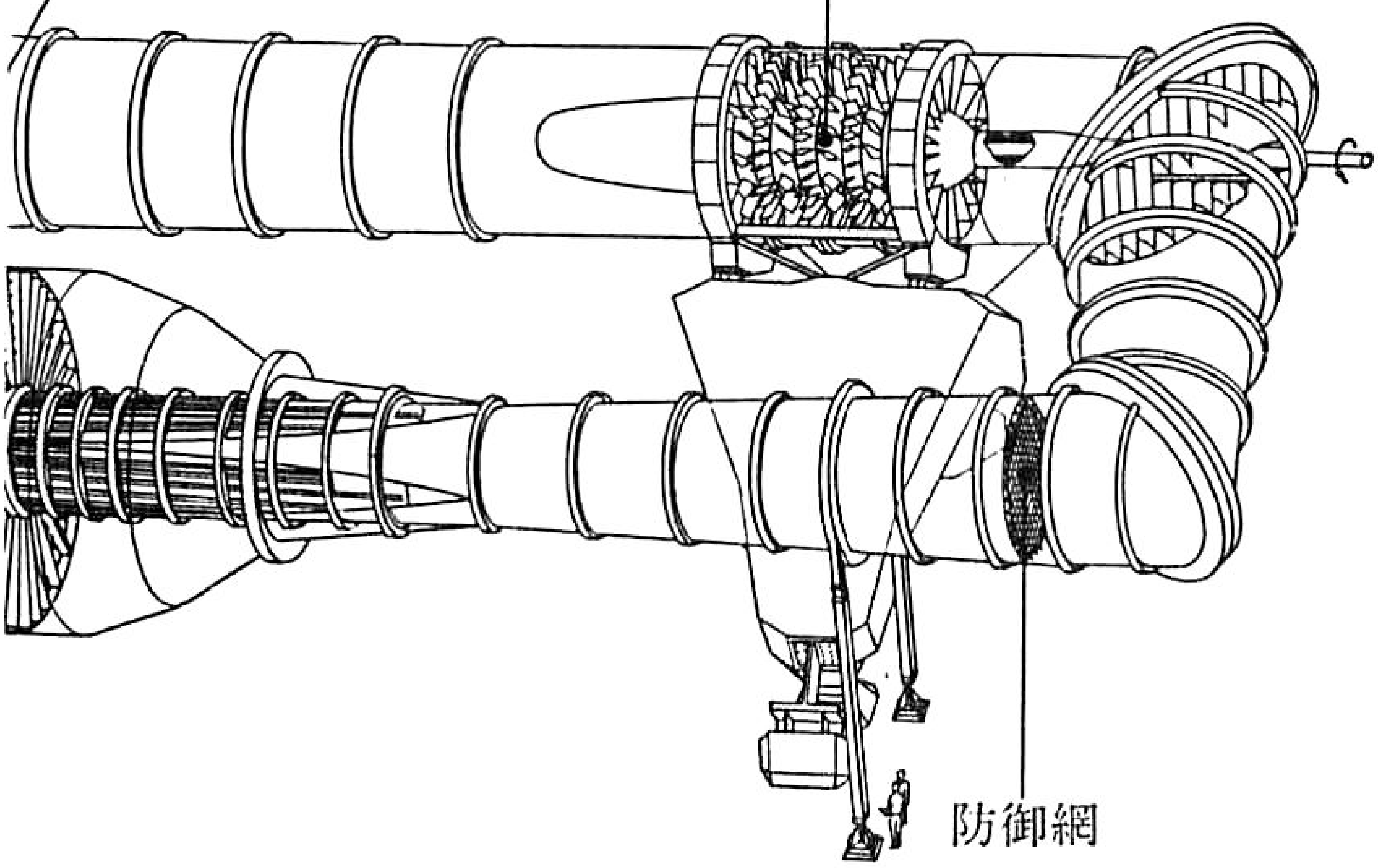
揚力Lと抵抗Dの公式を示す。ρは空気密度，Vは速度，Sは翼面積である。$\frac{1}{2}\rho V^2$は動圧と呼ばれることもある。平方メートルあたり，何キログラムという単位をもつ。C_L，C_Dは物体の形状，姿勢(飛行方向に対して何度傾いているか) などに関係する無次元の係数である。これをそれぞれ揚力係数，抵抗係数という。

機体の表面積を基準にしてもよいのであって、それはこれから述べる比例係数を調整することによって、どのような形であらわしてもよいことになる。

このように考えると、揚力Lの比例係数を揚力係数C_Lとし、抵抗Dの比例係数を抵抗係数C_Dとすると、揚力および抵抗の式はそれぞれ図1―15の中に書いたように表される。飛行機が水平で一定の速度で飛んでいる場合、すなわち水平定常飛行をおこなっている時には、先ほど述べたように四つの力がバランスしていて、揚力Lは飛行機の全体の重さWに釣り合い、抵抗Dは推進力Tに釣り合う。この式をみくらべてみると、抵抗も揚力も空気の密度に影響することがわかる。

したがって、飛行機が上空を飛行して、空気密度が小さくなると、前に述べたように揚力が減って、そのために翼面積が大きくならなければならないわけである。しかし一方、抵抗のほうも空気密度が小さくなると減少するので、推力が変わらなければ、その分だけ速度が速くなることになる。速度が速くなると、速度の二乗に比例して揚力がふえるので、その結果、翼面積をふやさないでも飛行機は十分な揚力を得ることができることになる。これも前にのべた四つの力の相互関係による説明の一例である。

速度がゼロの場合には明らかに揚力も抵抗もゼロになってしまう。速度がゼロにならなくても、小さくなってしまうと、揚力が不足して飛行機は地上に落下する。これがいわゆる、失速の状態というわけである。

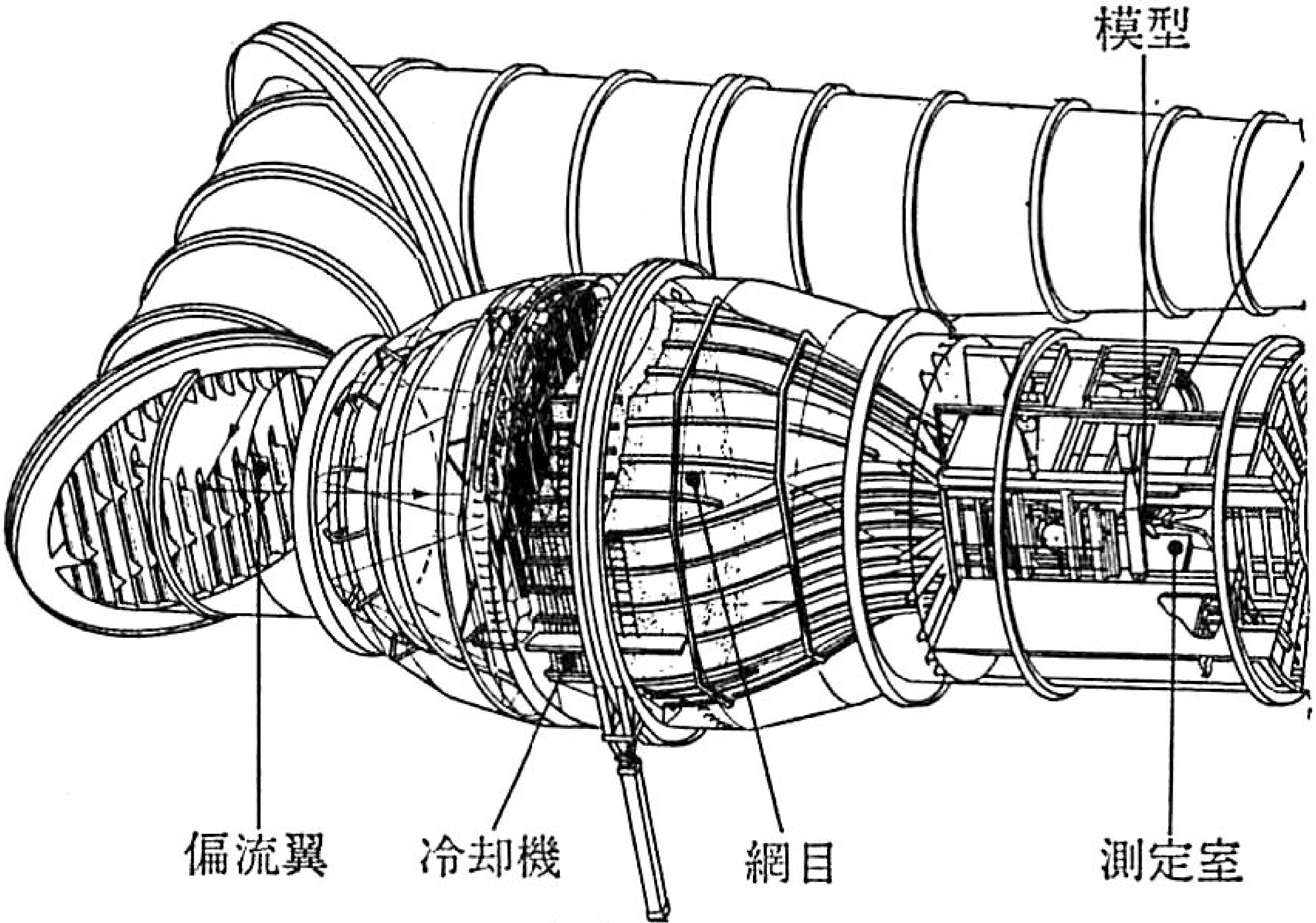


したがって、スピードは飛行機のもつ一つの大きな特色であるが、一方において飛行機が飛ぶことができるための条件でもある。すなわち速い速度を出すことができて初めて空中に浮かぶことができるのである。しかし、速度が大きいときには、抵抗が速度の二乗に比例して増加するから、抵抗が増加せず、しかも、揚力だけが生ずるような形を選ぶことが必要になる。これが主翼の働きである。

風洞を使って

空気の流れをつくる装置を風洞という。扇風機でも空気の流れをつくることはできるが、大量の気流を長い時間持続するには、上図のような回流式にした方が効率がよい。

図1―17のように、静止した大気の中を飛行機が一定の速度で運動する場合と、飛行機を風洞内に固定し

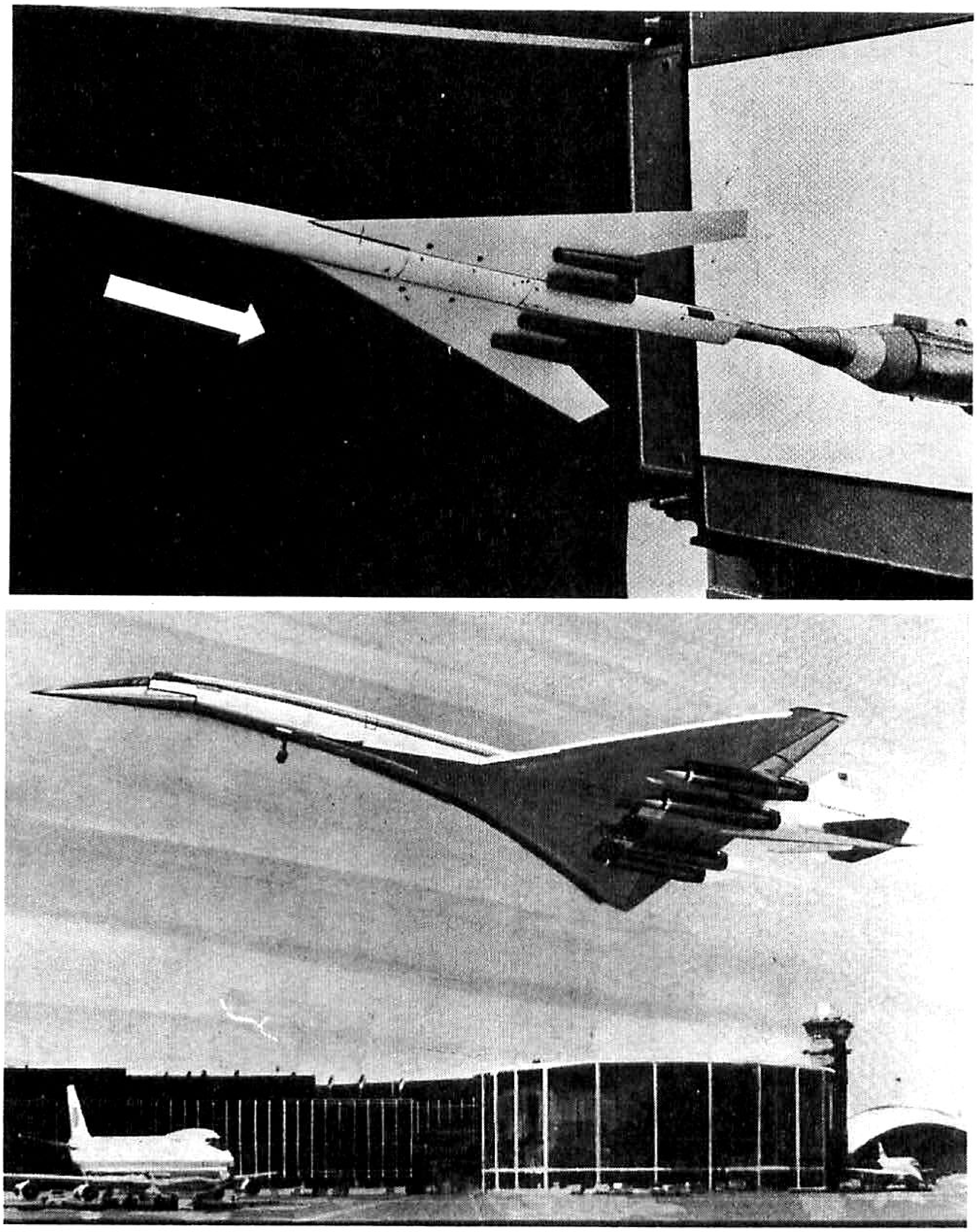


1－16　高速風洞構造図

てその周囲に大量の空気を流す場合とでは、相対的な速度が等しい場合には働く力が同じになる。

観測者が地上にいてその頭の上を飛行機が飛び去る場合に飛行機のまわりにできる流れは、観測者が飛行機に乗っていて、静止した空気の中を進行するときにそのまわりにできる流れと同等である。このように観測者の立場を物体に固定したものから、流れに固定したものに変えることを、ガリレイ変換という。

アメリカには測定部の高さが一二メートル幅が二四メートル、風速毎秒一〇〇メートルの巨大な風洞があって、戦闘機程度なら実物を入れて流れを観測したり、空気力を測定したりすることができる。さらに最近では高さ四〇メートル幅六〇メートルの超大型風洞も計画されている。この風洞は四四万馬力の電動機で毎秒八〇メートルの風速を出すことができるような設計である。



1－17　ガリレイ変換の原理

上は模型が静止していてそれに空気が当たるとき模型に働く力を風洞で測定しているところ，下は静止した空気中を実際の飛行機が飛んでいるところである。物体に働く力やそのまわりの流れは同等である。C_L, C_Dの形にすると模型が相似ならその値も一致する。



1―18　DC-9

この飛行機の計画は1962年早々に発表されその後，基本計画，1963年7月に製造，1964年3月に組立てを開始した。

マクダネル・ダグラス社製。1965年初飛行。シリーズ10，20，30，40，50がある。乗客収容最大90人(シリーズ10)。シリーズ40で118人，シリーズ50で125人。1973年7月までに全部で700機が製造された。この飛行機はターボファン・エンジン，プラット・アンド・ホイットニーＪＴ８Ｄを２基胴体後部に装置する。このため主翼の流れが乱されることがない。この形式のエンジン装着はフランスのカラベルが最初である。

風洞が小さくて模型の寸法が実際の飛行機より小さくても、また、風洞の中での風速が実際の飛行速度よりも小さくても、揚力係数や抵抗係数の値は変わらない。したがって模型実験でC_Lを求めておけば、四〇ページの公式によって飛行速度V、空気密度ρ、実物の飛行機の翼面積Sから揚力を求めることができるのである。

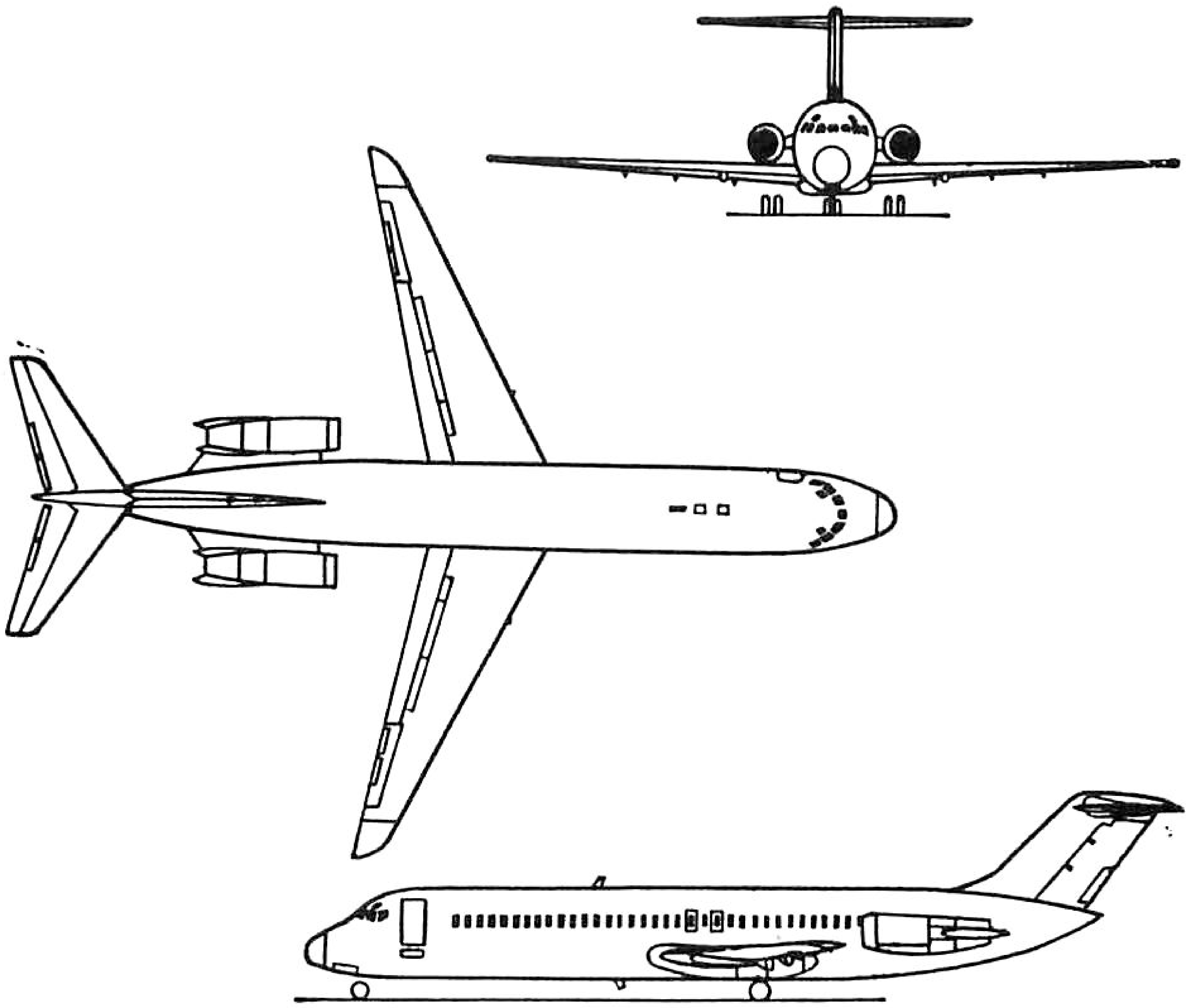
板でも翼になるか

模型飛行機についているような薄い翼でも反りがついている。このとき翼のまわりに渦ができるから揚力が発生する。

それではこの反りがなくて一枚の平板の場合にでも揚力が発生するであろうか。答えはイエスである。揚力係数C_Lは迎え角αとともに増加する。しかし抵抗係数C_Dの方も大きくなるから、推力が十分でなくては平板の飛行は実現しない。

実用化されている翼型についても同様で、迎え角を大きくして揚力係数を増すと、それに伴って抵抗係数も増加する。しかし揚力の増加する方がずっと大きいので、揚力と抵抗の比が最大になるようなところがある。この比を揚抗比というが、これはC_LとC_Dの比でもある。

飛行機は揚抗比が最大になるような姿勢（迎え角）で飛行するのが一番都合がよい。このときには燃料の消費が最小で、したがって一番遠くへ飛ぶことができる。この時の速度が経済速度、

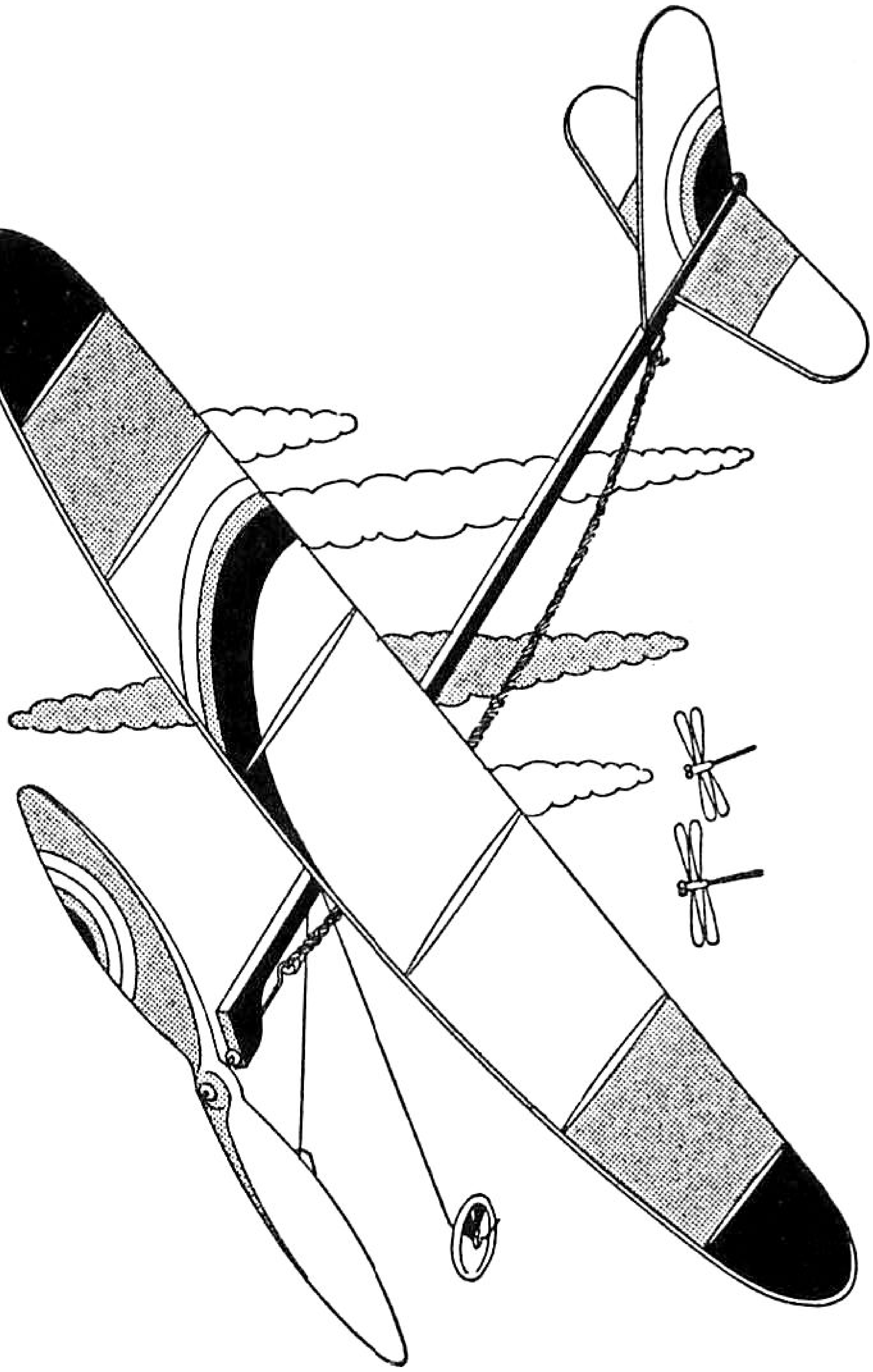


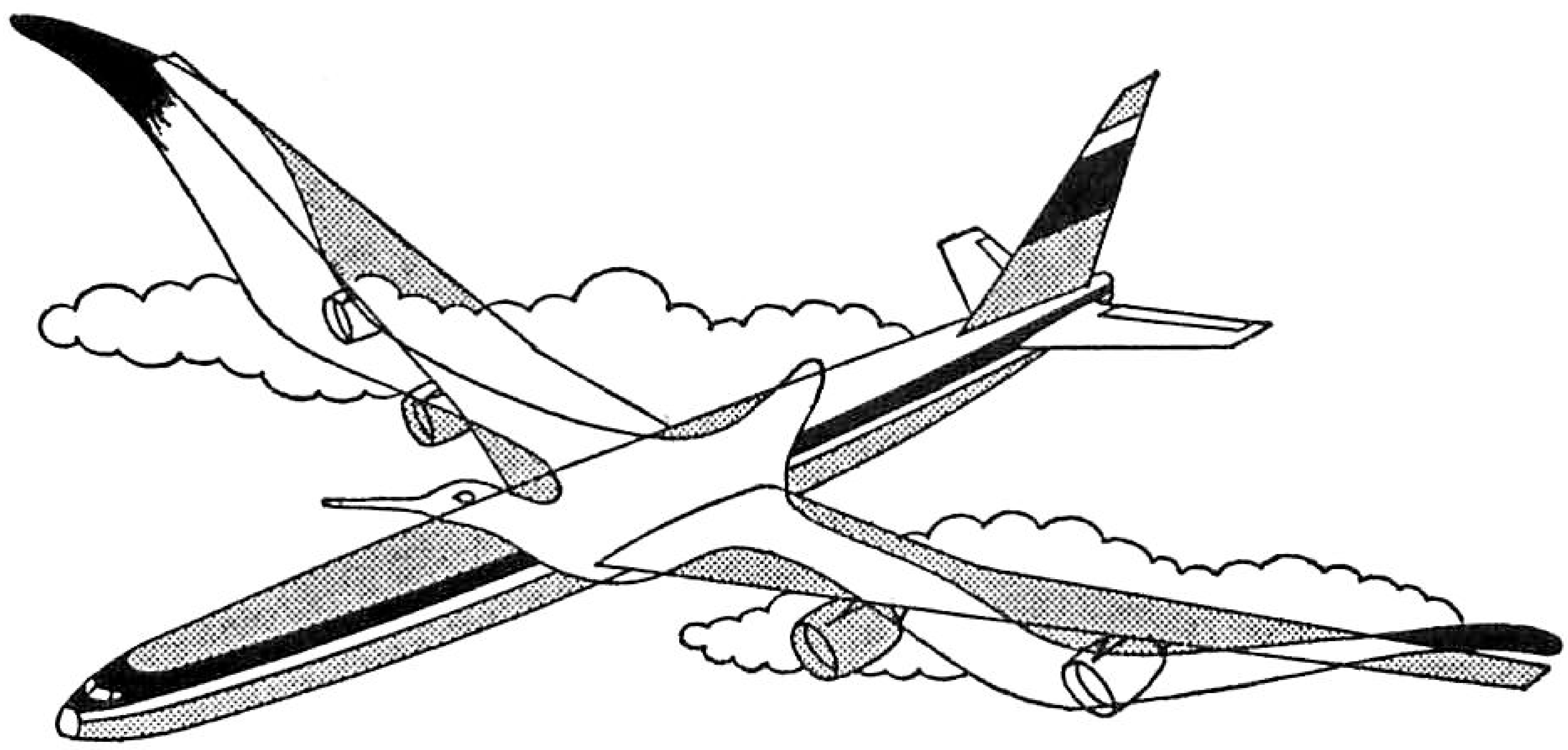
I－19　DC-9要目

主要寸法	全　長	36.35 *m*
	全　幅	28.47 *m*
	全　高	8.38 *m*
	主翼面積	92.97 m^2
重　　量	離陸重量	44,450*kg*
	塔載重量	11,864*kg*
乗　　客	(DC-9-30)115人,(DC-9-40)125人	
主要性能	最高速度	903 *km/h*
	最高到達高度	9,150 *m*
	離陸滑走路長	1,750 *m*
	着陸滑走路長	1,460 *m*
	航続距離	2,250*km*
エンジン	プラット・アンド・ホイットニー JT8D－9・ターボ・ファン×2（推力）6,575*kg*	

または巡航速度である。
通常の翼では揚抗比の最大値は一〇以上にもなるが、平板の場合にはその値が三以下である。よって平板を翼のかわりに使うことは実際にはあまりおこなわれていない。

2—翼とプロペラの働き





2－1　鳥と飛行機

鳥と飛行機

翼をひろげた鳥の飛んでいる姿は飛行機とよく似ている（図2―1）。鳥は羽ばたいているから多くの場合につばさは上下に絶え間なく動いているが、飛行機の翼には動きがない。しかしカモメやトビなどは翼を大きく広げたまま動かさないで悠々（ゆうゆう）と大空を舞っていて、その姿は大型機に似ている。

飛行機にはプロペラやジェット・エンジンが付いているが、これは鳥にはないものである。これは前進に必要な推力を出すための装置である。鳥は翼で空気を下および後方に押し出すことができるから、プロペラがなくても前進することができるのである。

飛行機の主翼の働きは、重力に釣り合うだけの揚力を発生することである。これは飛行機が空気中を飛ぶことができるための第一条件である。主翼がない飛行機は考えることがで

きない。一方プロペラは主翼とはまったく形が異なっている。しかしプロペラによって推力が発生する原理はまったく翼と同様である。一方は真直に進み、他方はらせん状に空気中を進行する。

飛行機が鳥の姿によく似ていることは、これまでもしばしば指摘されたところである。しかし鳥は一番速いものでも、音速を超えるような速度に達することはない。一方飛行機はいろいろな速度で飛行することができる。だから飛行機の姿は鳥を真似て出発した後、それを超えて改良が加えられたものといえる。

鳥の飛翔する姿はまことに美しく無駄がない。造化の巧みの極限というべきであるが、一方、飛行機の形も造形美の極致とも云うべき洗練された形態を示している。

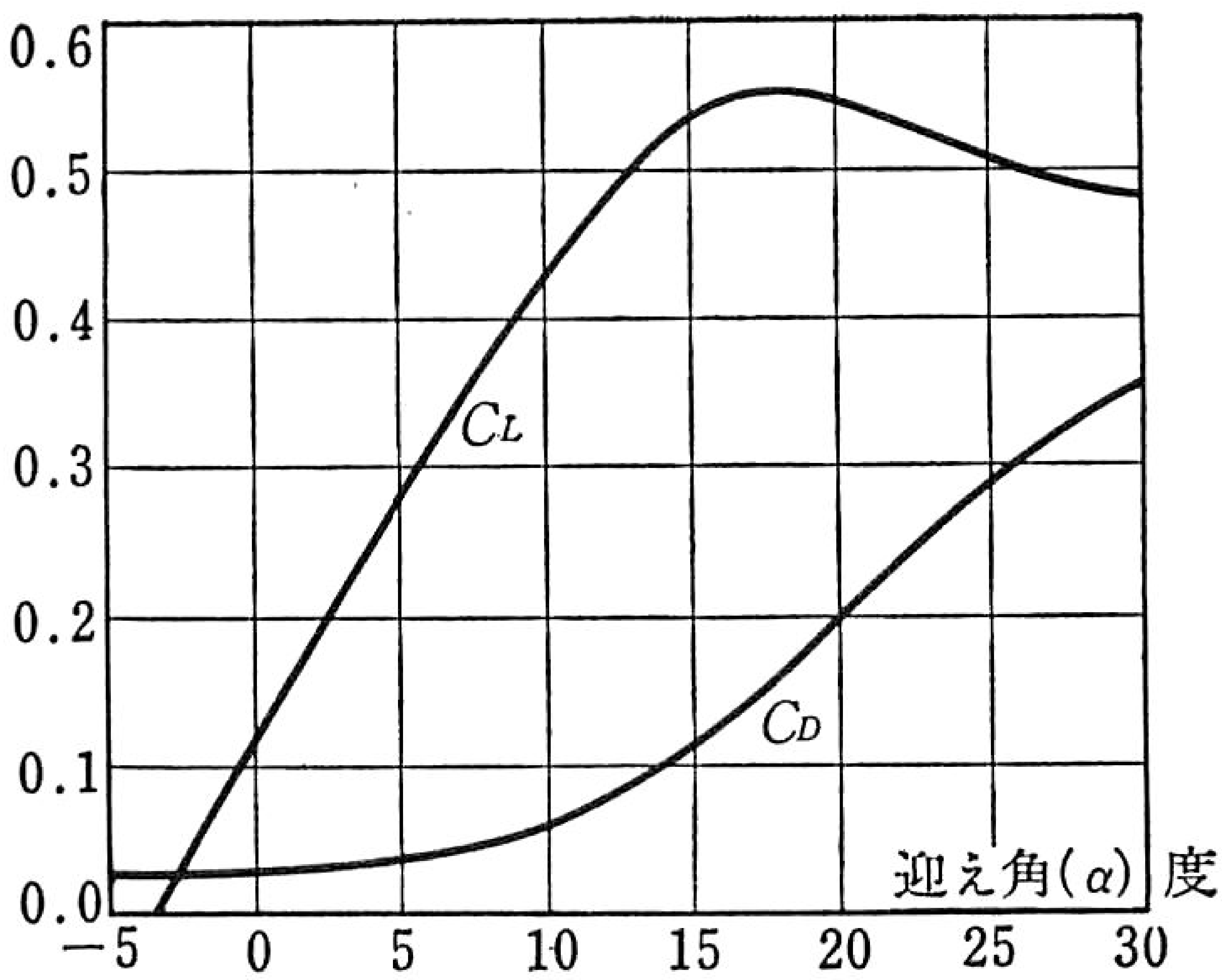


2－2　代表的な翼断面

なぜ上がるか

飛行機の主翼が揚力を発生する大きな役割を示すことを前に述べたが、主翼の断面は上の図に示したようになっている。この断面型で、主翼の傾きを変えると、揚力係数や抵抗係数の値が変化する。

飛行機は静止した空気中を自力で高速で運動するが、その主翼の働きを実

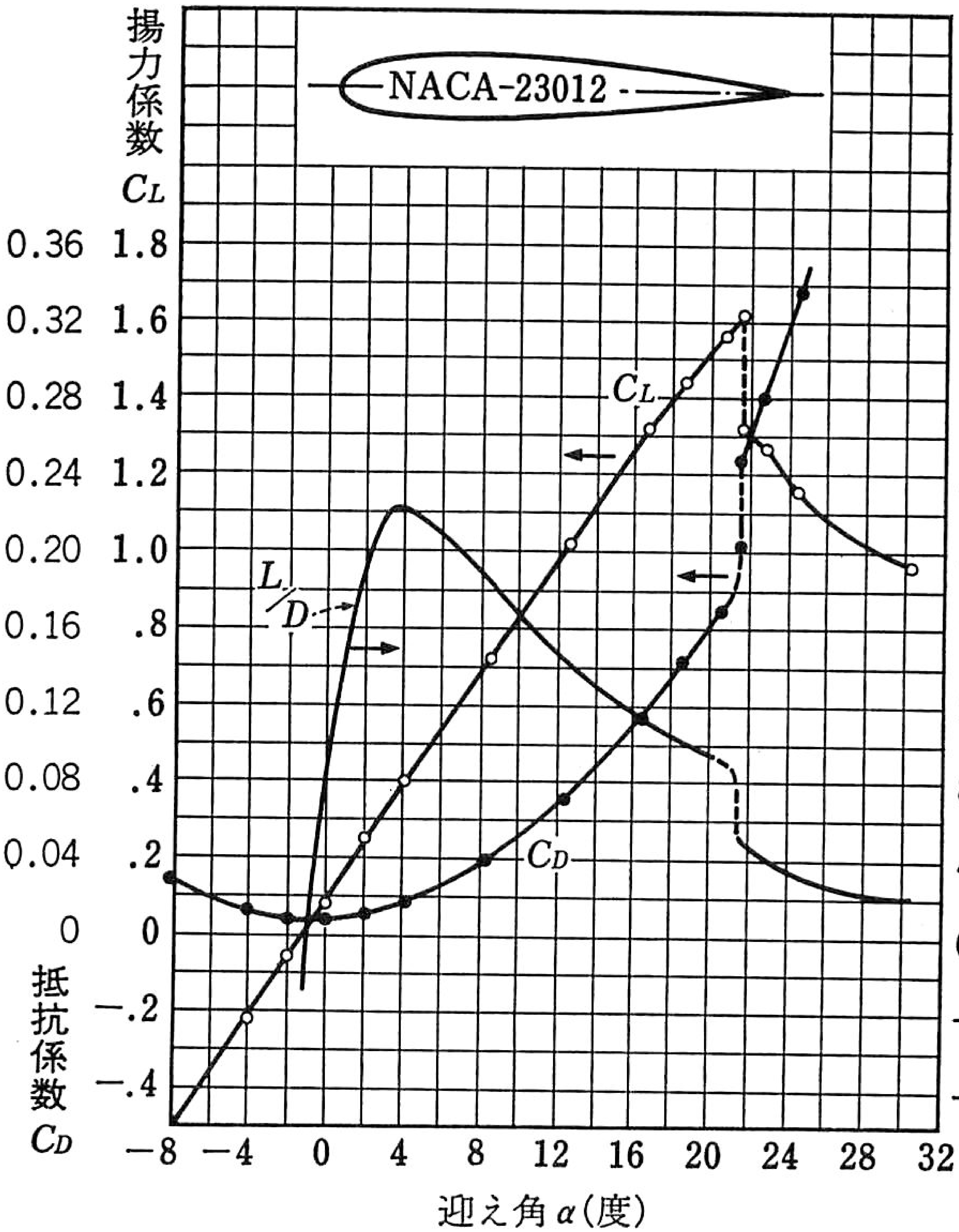


2－3　全機の揚力係数C_Lと抵抗係数C_D

験するには主に風洞が使われる。図1—16に図示したような装置であって、静止した模型に対して、空気がモーターによって高速で送られる。この時に飛行機に働く力を、揚力と抵抗とに分け、天秤で測定することができる。この際静止した空気中を運動する飛行機に働く力と、飛行機を停止してこれに同じ速度の気流を流したときの力とは一致する。これが風洞実験の原理である。

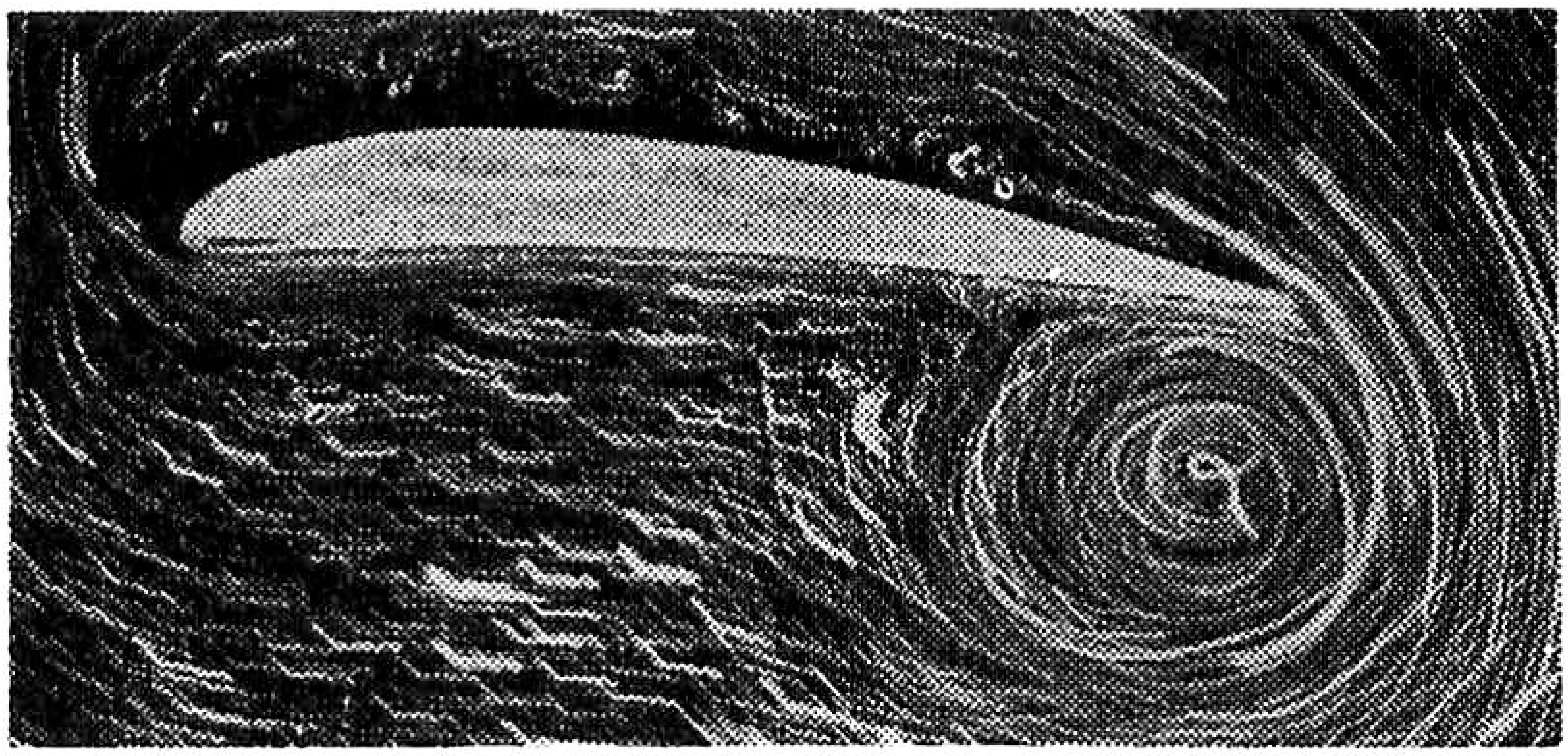
図2—3はこのような実験の結果であって、抵抗係数や揚力係数が飛行機の姿勢によって変化するありさまを示したものである。このグラフは飛行機全体としての揚力および抵抗を示したものであるが、揚力を発生する重要な役を果たす主翼だけの実験結果が、図2—4に示されている。

この図では揚力係数が抵抗係数に比べて極めて大きいことが示されている。揚力係数C_Lと抵抗係数C_Dの比を揚抗比という。図には揚抗比L/Dも示してある。このような、揚力係数が極めて大きく抵抗係数が小さな翼の形を求めることは、航空機を実現する上でとくに重要な問題であっ

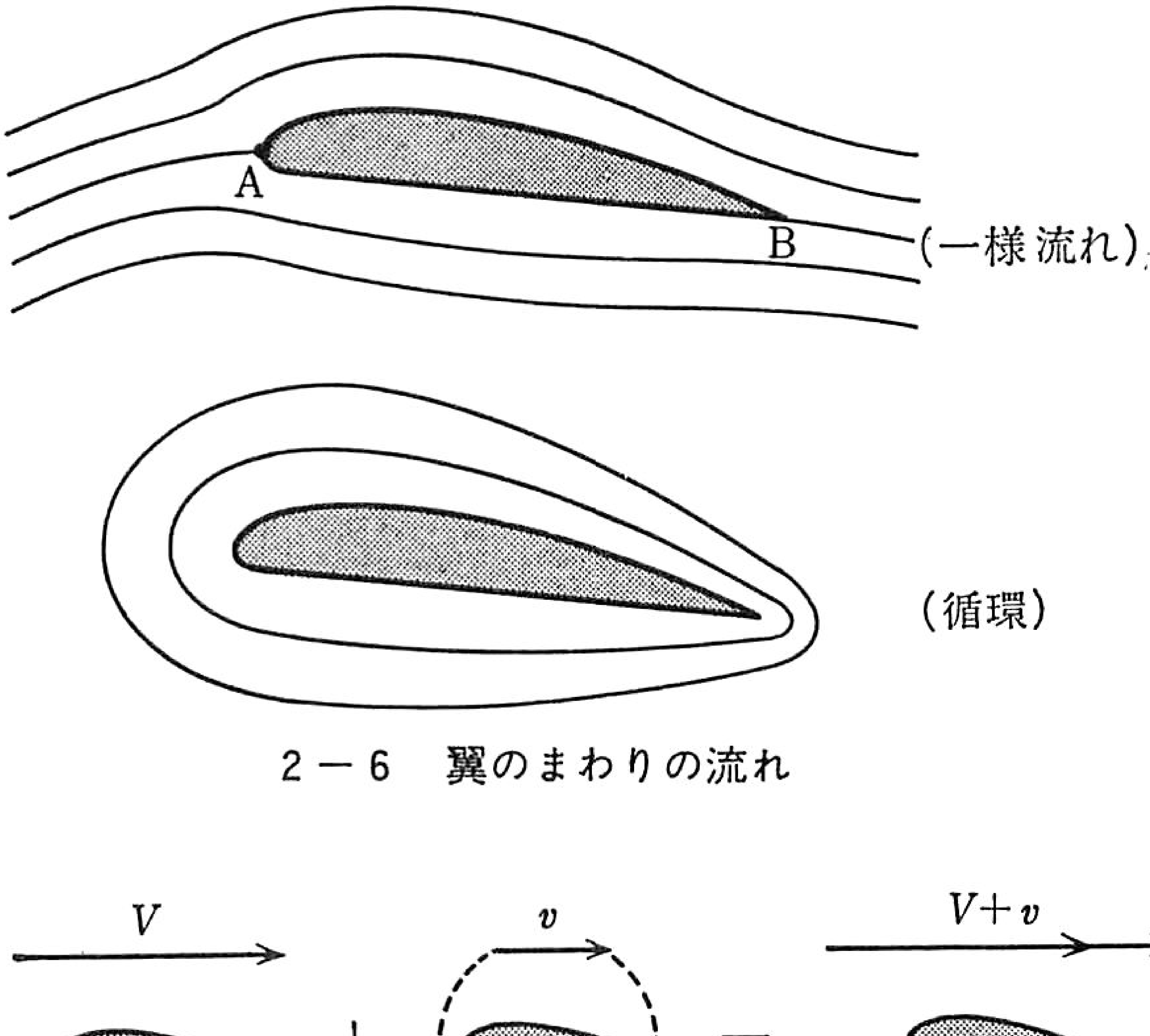


2－4　翼の空気力係数

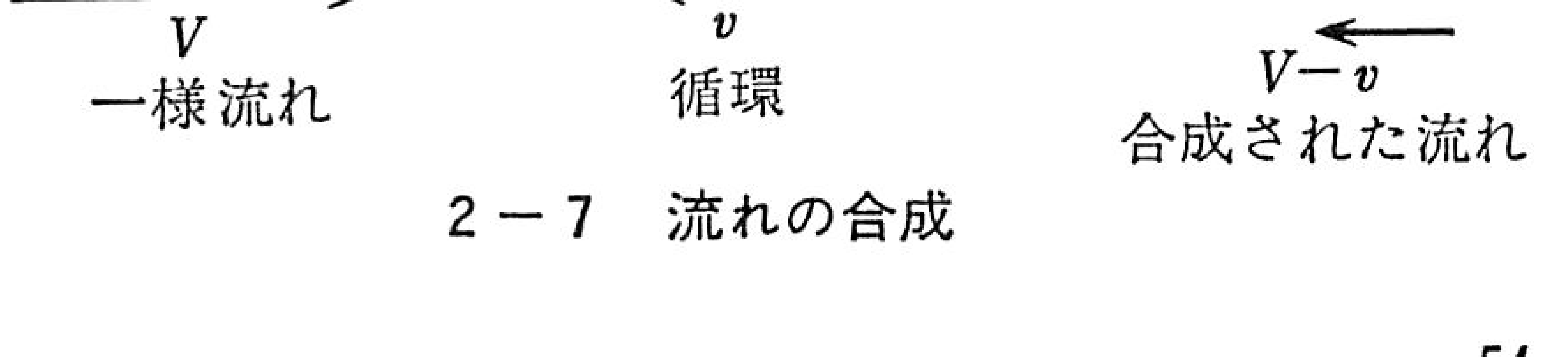
翼型の特性を示す典型的なグラフで，この翼型は，NACA23012。迎え角22度付近で揚力係数が急に低下し，抵抗係数が増加している。揚力と抵抗の比 L/D は4度付近が最大で，その値は22程度になる。この姿勢で飛行するのが一番経済的なのである。このほかモーメント係数もあるが省略する。



2－5　剝離した渦



2－6　翼のまわりの流れ



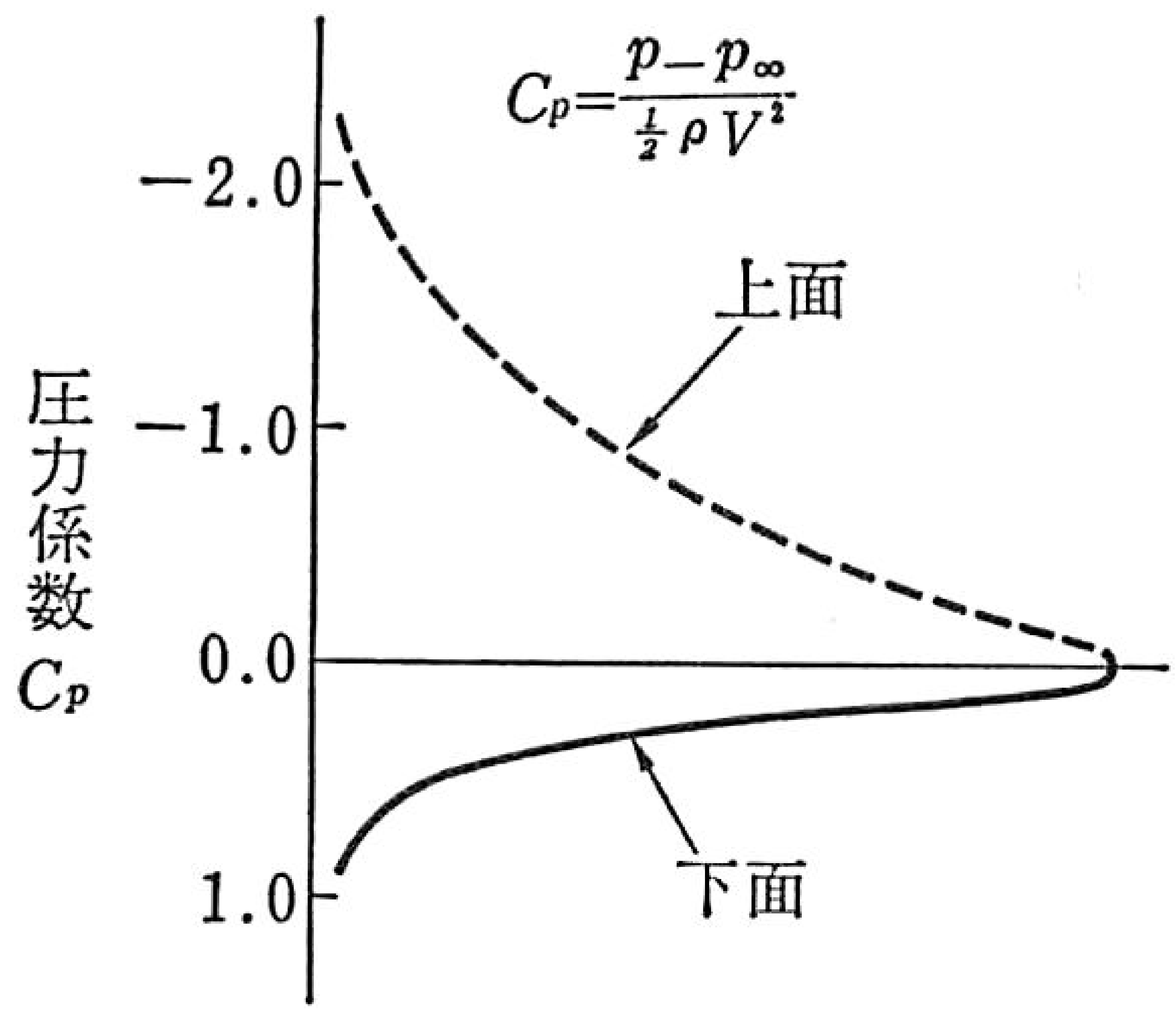
2－7　流れの合成

た。風洞実験によって、揚力と抵抗の比率が大きい翼断面を実験的に求めることは多年、航空学の一つの中心課題であった。また多くの研究者によって、この翼型のまわりの空気の流れにかんする、いわゆる、「空気力学」の研究がおこなわれてきたのである。

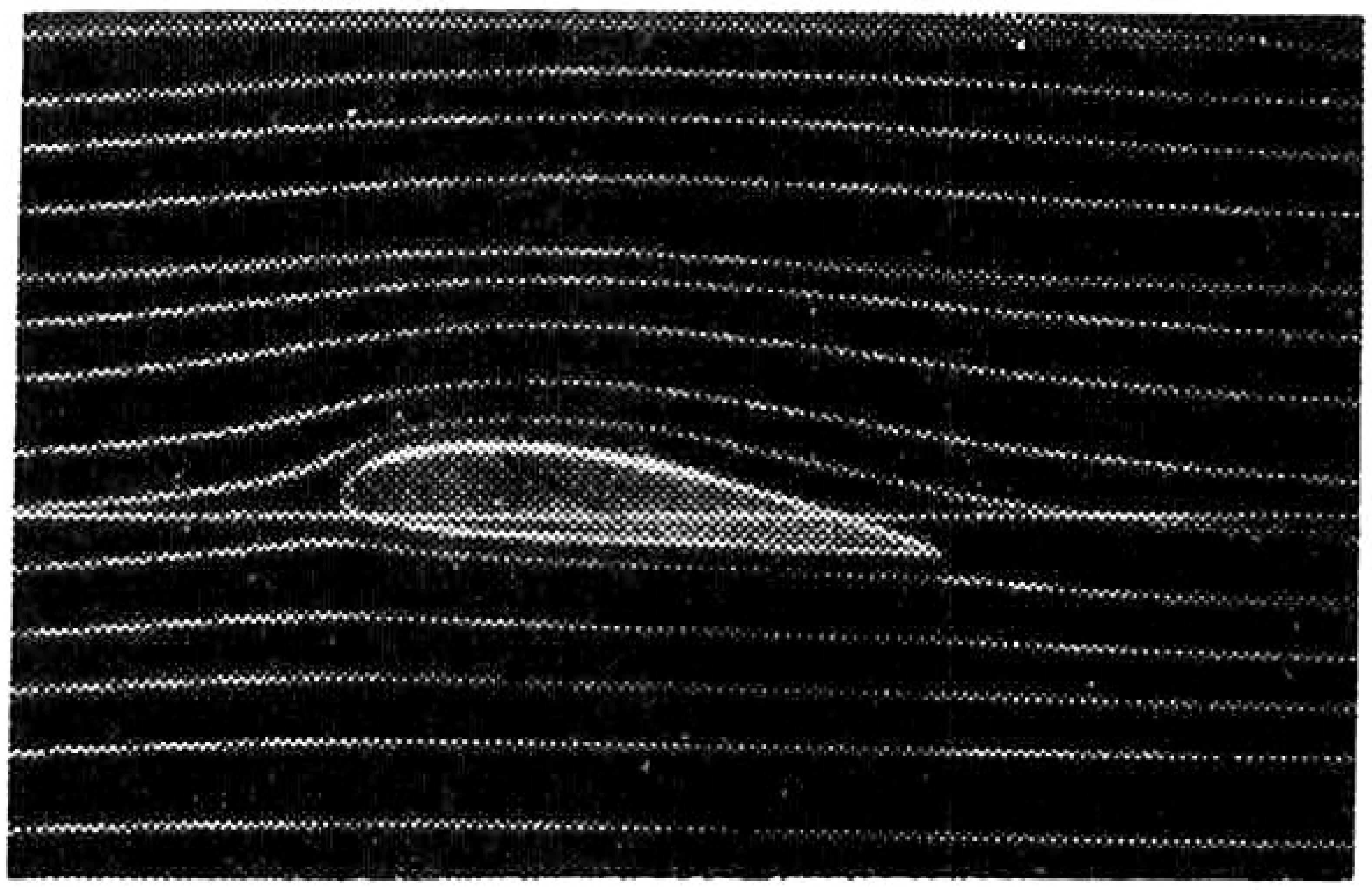
翼のまわりの渦

翼の周囲を流れる空気の流れを実際に見てみると、いろいろなことがわかる。写真2－5はアルミの粉をまいた水面上で翼を運動させ、急に停止した時の様子を示したものである。この時に翼から渦が離れて後方に流れ去っているようすがわかる。このような渦が翼のまわりに発生することが実は、翼に揚力が発生する原因である。この翼のまわりに発生する渦を循環という。

以下にそのことをもう少しくわしく説明してみよう。翼のまわりに発生する渦の方向は、図2－6に示したとおりである。この循環に一様な流れVが重ねられると図2－7のように、翼の上面ではこの渦の速度vに一般の流れの速度Vが加わるから速くなり、翼の下面では、渦の速度vが一般の流れ



2－8　翼面の圧力差

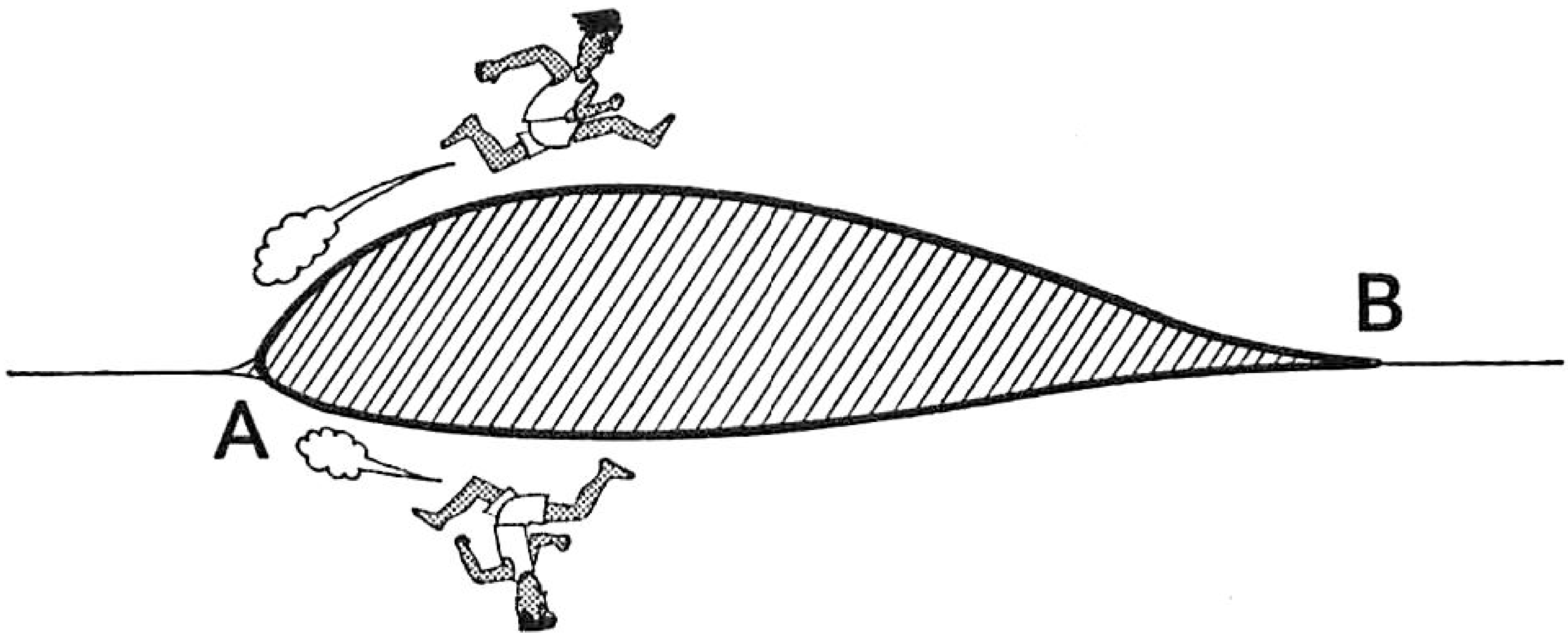


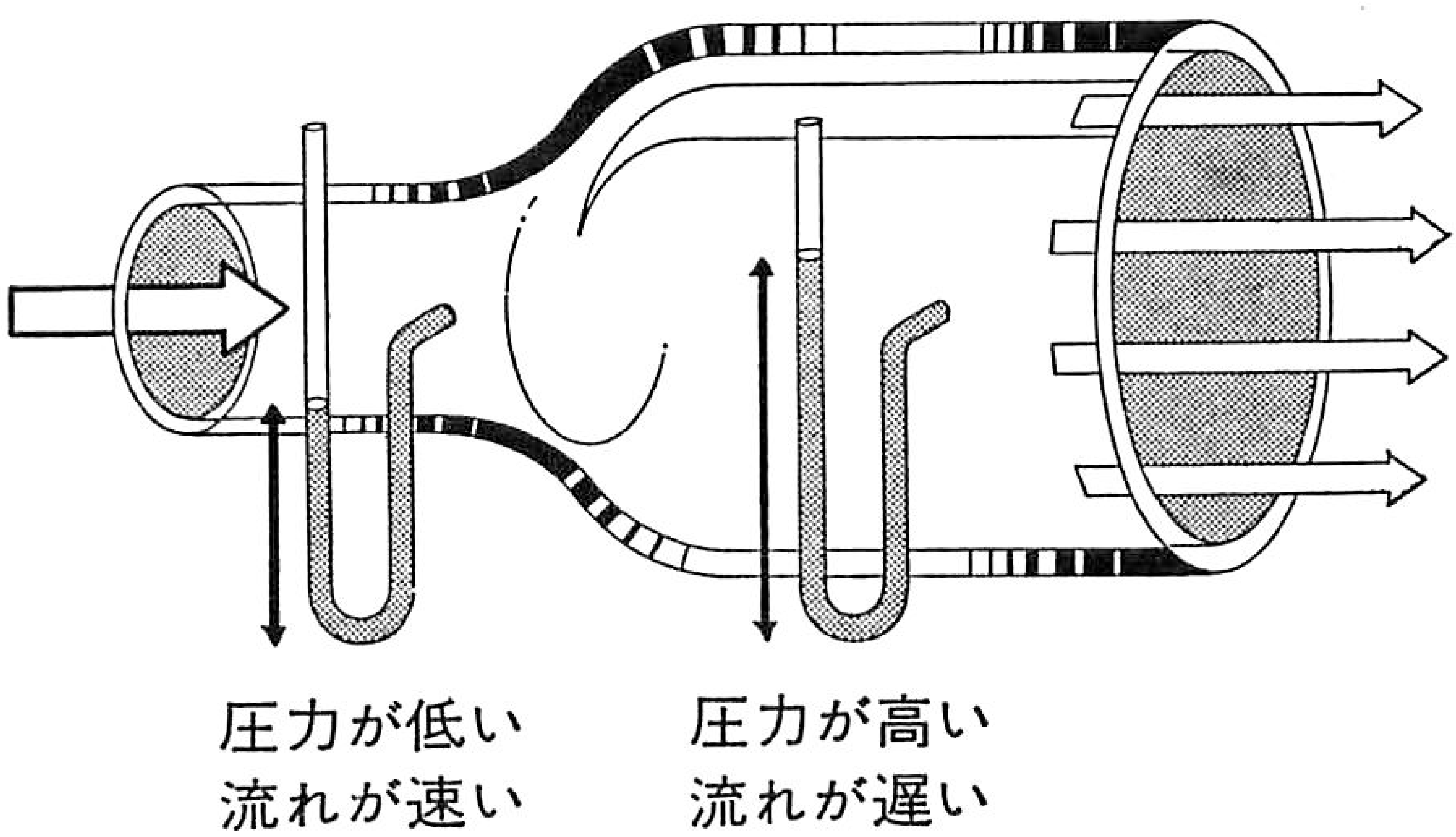
2－9　煙風洞中の流線

Vとは逆方向になっているので速度が遅くなる。しかしベルヌーイの法則によって速度の速いところでは圧力が小さく、速度が遅いところでは圧力が高くなるために、図2－8のように翼の上面では圧力が小さく、翼の下面では圧力が高くなる。翼の任意の位置における圧力Pと一様な流れ中の大気圧力P_∞との差をしらべると図2－8のように上面では圧力が大気の圧力よりは低く、反対に下面では高くなっていることがわかる。図はこの圧力差を密度と速度の2乗の積で割って、無次元の圧力係数として示している。こうして、翼はこの圧力差によって下から上の方向に力をうけることになる。これが翼の揚力になる。写真2－9は煙風洞の中に翼を入れて流線の模様を写したものである。煙が、くしの歯状の細い穴から吹き出して風洞の中を流れている気流にのって流れて行く。この煙風洞の中に翼を置くと、翼のまわりの流線の模様がわかるわけである。

連続の条件

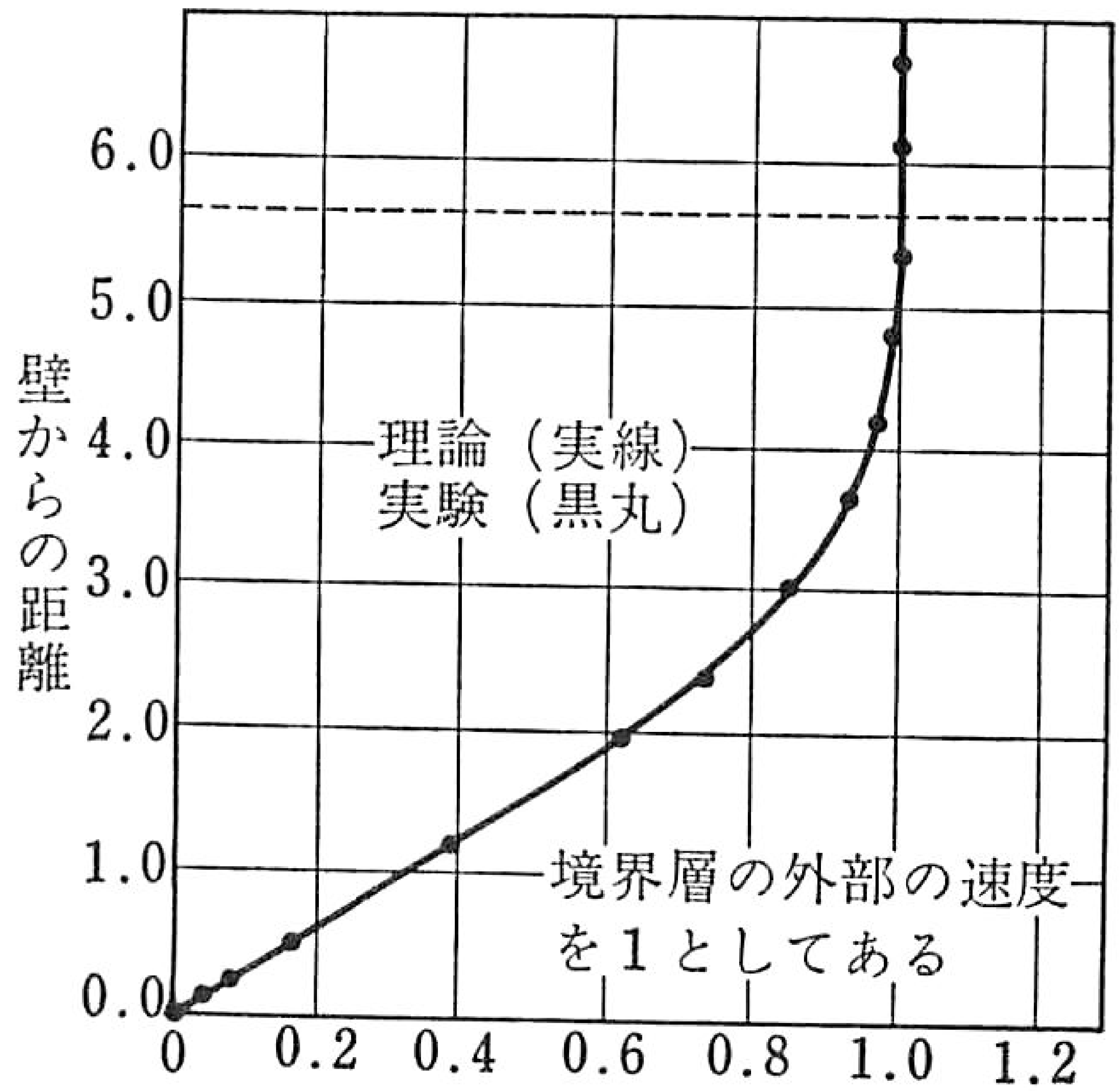
このような写真から翼の上面では流線の間隔が狭く、翼の下面では流線の間隔が広くなっていることがわかる。流線の間隔が狭いところでは流れが速くなり、間隔が広いところでは流れが遅





2－10　翼に揚力のでる理由

翼の前縁（先端）と後縁を結ぶ流線は翼の上，下２本に分かれる。双生児の兄弟が翼に沿って同時に出発し，同時に到着するためには上の方が速く走らねばならない。速いときは圧力が低く，遅いときは圧力が高いことは下のような管で実験できる。管の細いところでは流れが速く，圧力が低いが，太いところでは流れが遅く圧力が高くなる。



2—11　境界層での速度の変化

くなるのは、われわれが小川の流れなどを日常観察していてよく知っているところである。

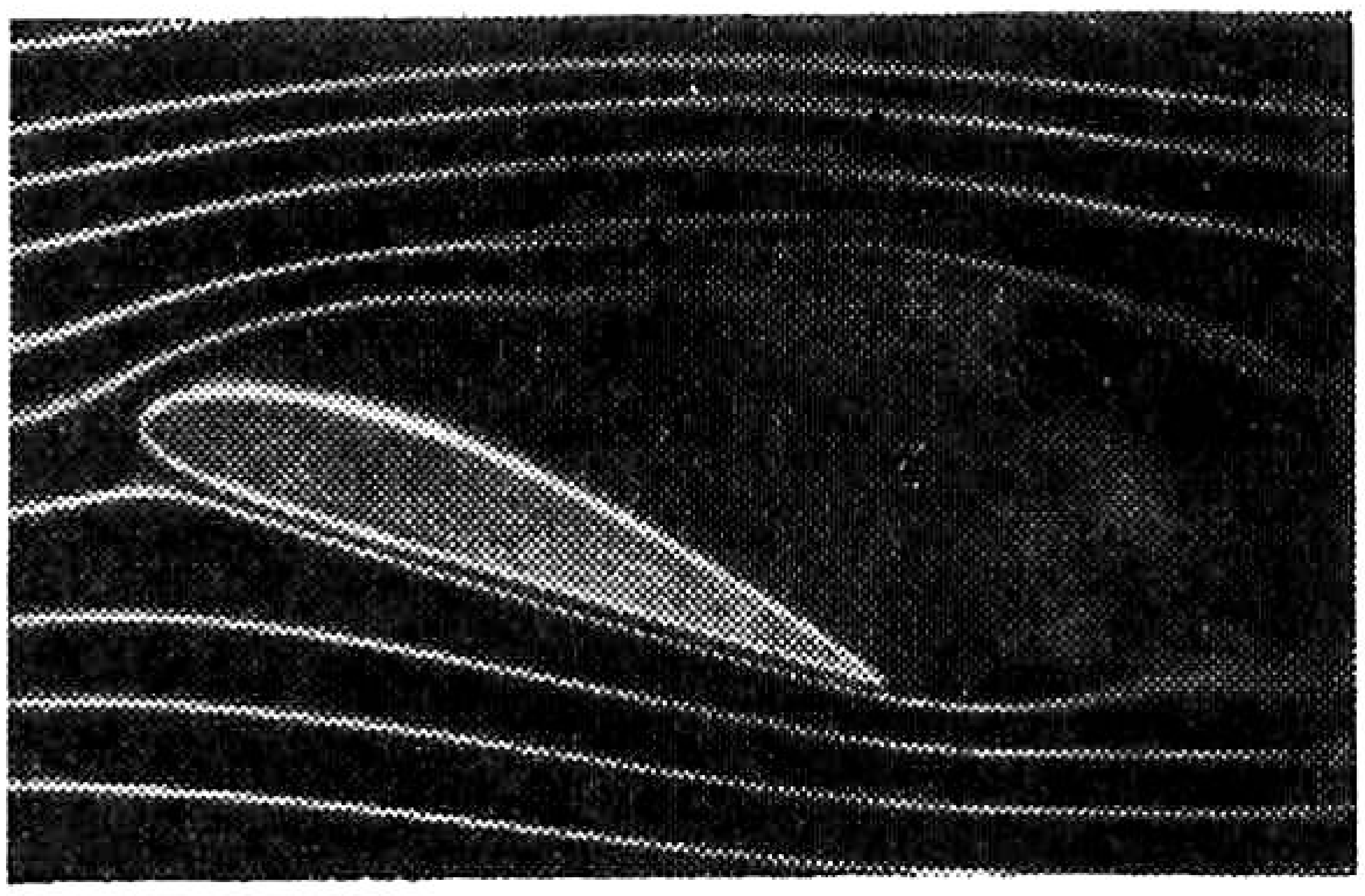
正確に述べると、流速は流れの断面積に逆比例する。これを連続の条件という。もしこのようにならず流速がいつも一定であるか、または流線の間隔の広いところで速く、狭いところで遅い場合には、流れがとだえてしまう。このことは、人が入り口に密集しているような状況を想像してみれば容易に理解できる。

ベルヌーイの法則

流れの速いところでは圧力が低く、流れが遅いところでは前に述べたように圧力が高くなるが、このことは例えば、図2—10のような太さの変化があるガラス管に水を流した時に、水柱の太さが細いところでは圧力は低くなり、太いところでは高くなることによっても理解できる。これはベルヌーイの法則といわれている、流体力学では極めて大事な法則である。

一方、抵抗は翼の表面摩擦によって生ずるが、これは空気や水のように粘性が小さい物体では

風洞実験や流線観察でその模様をくわしく実験的にみることがむずかしい。すなわち、粘性が影響している範囲は翼の表面のごく近くの、極めて薄い層であるといわれている。この薄い層を境界層と呼んでいる。例えばジャンボ・ジェット機のように翼の断面の長さが根元の方で一六メートル以上もあるような場合でも、この粘性の影響が著しくあらわれている範囲は表面からたかだか数センチメートルまでのところであって、その模様をくわしく知るには極めて精密な実験をする必要がある。



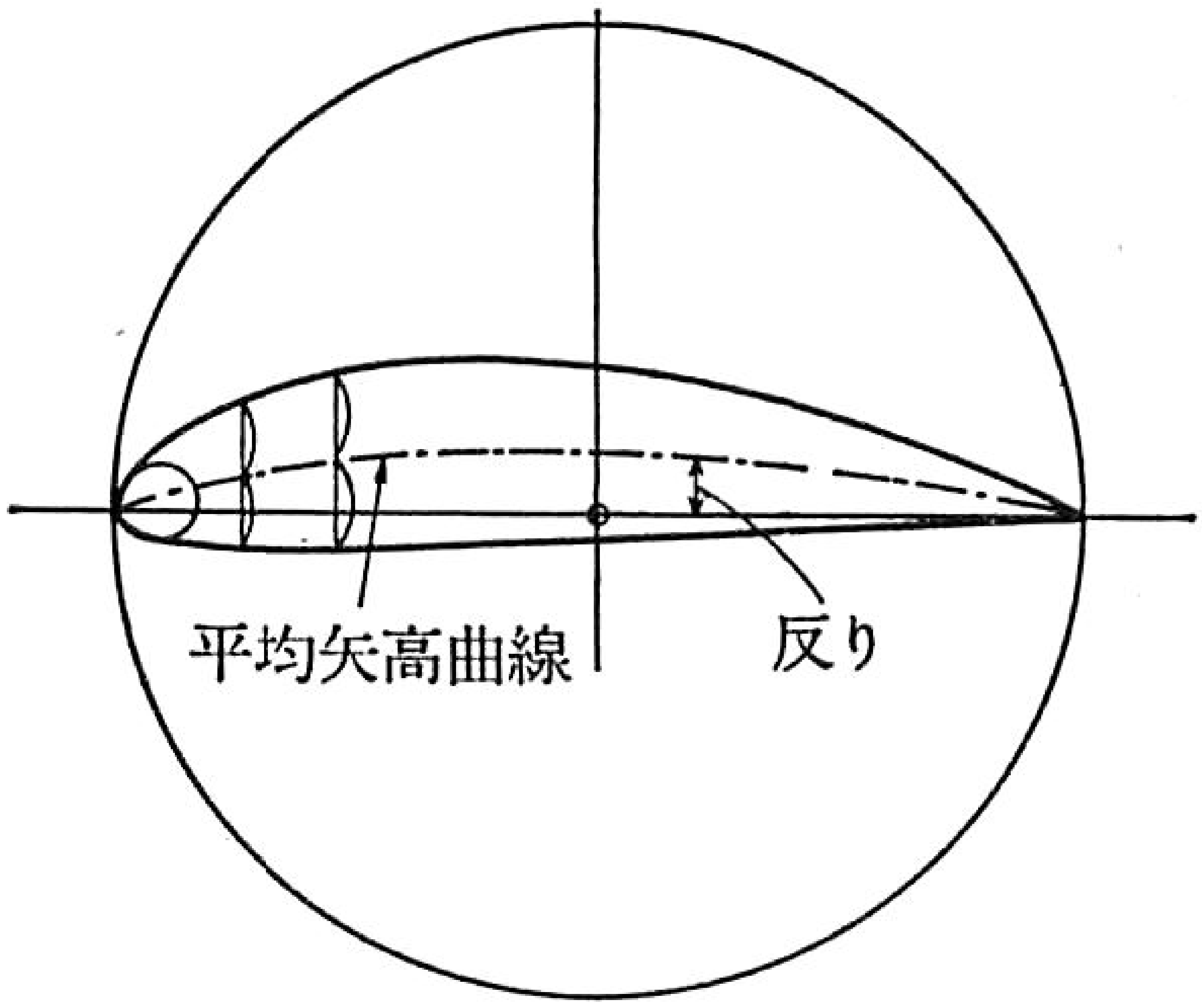
2－12　失速状態の流れ

図2―11は、この極めて薄い層の中での速度の変化の模様を示したものである。翼の表面では速度がゼロで、翼から離れていくにつれて次第に速度が増大するし、十分離れたところでは翼や飛行機の速度と一致した大きさになることがわかる。

このような速度の変化があると、それに応じて摩擦力が働くわけであって、翼の表面では、この速度の垂直(たて)方向の変化率に比例した摩擦抵抗が働くのである。しかし、迎え角が極めて大きくなると、写真2―12で示されるように流線は翼の表面から離れてしまって、翼の後方に大きな渦の領域ができる。これがいわゆる失速の状態の流れであって、このようになると、翼をまわる渦は壊れてし

まう結果になる。

それだけではなくて、このいわゆる、伴流（ウェイク）の部分では、物体の影になるために前面に比べて圧力が低くなる。したがって大きな空気抵抗が生じることになる。これが、前にあげた図2—4で揚力が急に減少すると同時に抵抗が急増する、いわゆる失速の状態を示している。このような現象がおこると、迎え角を増せば増すほど揚力は少なくなり、抵抗が増加する結果、飛行機は大きな姿勢で墜落する原因となってしまう。



2—13　翼型の幾何学的特性

翼を計算する

飛行機を空中に支えるうえで主翼が大きな役割を果たすことは何度も述べた。そこで揚力係数C_Lの大きい翼型を求めることは、空気力学研究者にとって大きい課題であった。

風洞実験によって好もしそうな形状の翼を手あたり次第に探したのも、当初は仕方のないことであった。しかし、やみくもに探したのではよいものを見付ける望みが少ないので、系統的な探

索が試みられた。それは翼型の幾何学的特性を図2―13のように中心線の反り、厚み分布、前縁半径に分けて、それらを系統的に変える方法である。

ライト兄弟の飛行のすぐ後、ミュンヘン大学のクッターとモスクワ大学のジューコウスキーは翼の循環を決定する理論を発表したが、これを用いて一様流れの中にある翼のまわりのようすを計算することが次第にできるようになった。これによれば、翼のまわりの流れを計算で求め、ベルヌーイの法則によって圧力分布を決定することができる。

さらに進んで、思うままの圧力分布を持つような翼型を求めることさえもできるようになった。わが国の守屋の方法なども有名である。このようにして、翼の空力特性を計算で求めることができるようになって、航空技術に大きな貢献をした。

離　陸

さて飛行機は、地上では静止の状態から空中に飛び上がるわけである。エンジンを轟轟（ごうごう）と回転して、滑走路から勢いよく飛び上がっていくが、この飛び上がる力は別にジャンプするわけではなく、結局揚力の働きによる。

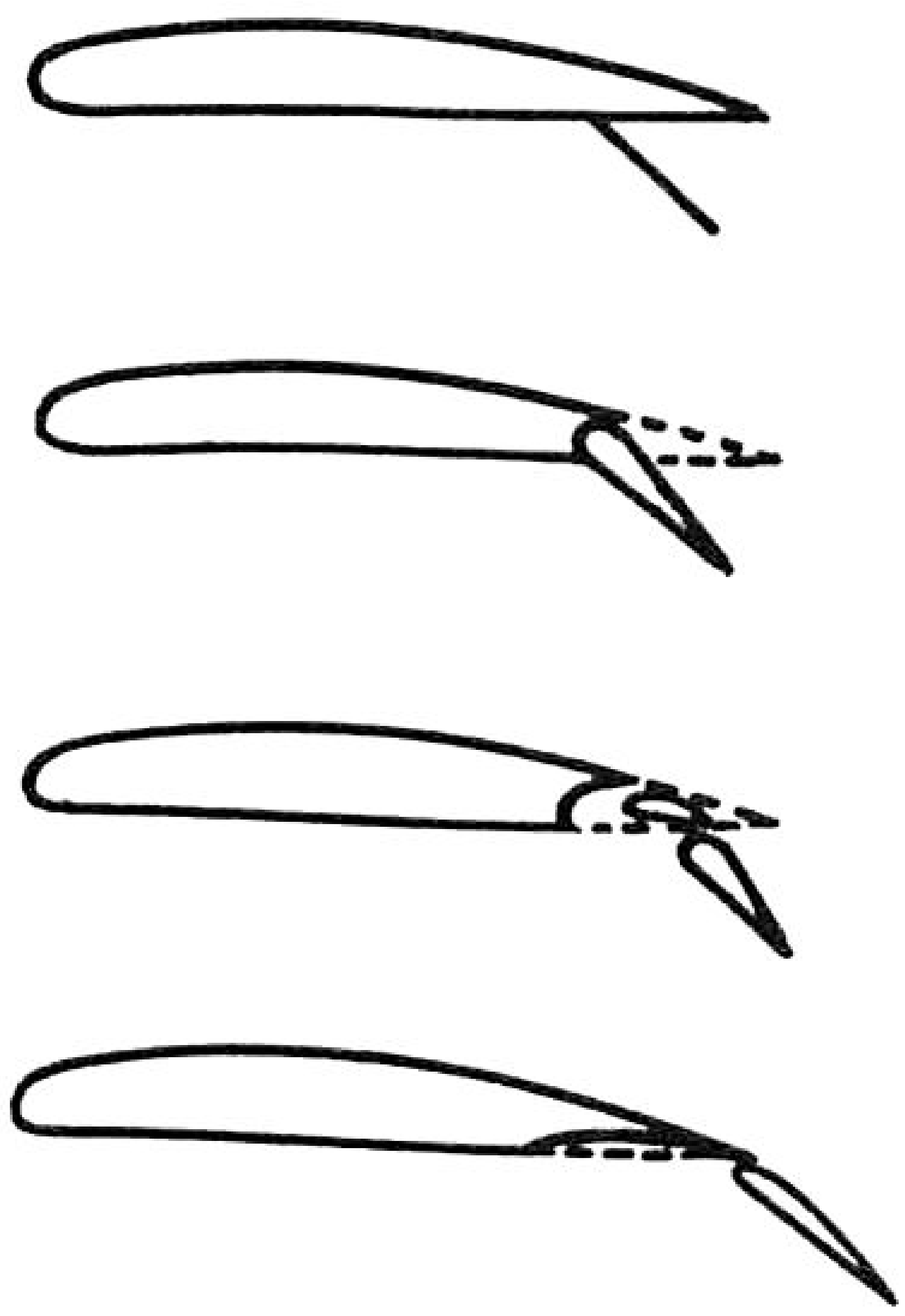
しかし地上で静止から運動を始めた飛行機は、車輪の摩擦抵抗等があるためになかなか大きな速度にまで達しない。この場合には速度が小さくても、十分、飛行機の重さ以上の揚力を発生さ

せる必要がある。

高揚力装置

大きな揚力係数を発生させるための装置が一般には高揚力装置といわれるものである。高揚力装置にはいろいろな考案があるが、例えば、図2―14に示したようなフラップがその例である。フラップは、それを翼の後縁から突き出すことによって大きな翼面積を得ることができ、また、大きな渦を翼のまわりに発生して、それによって、揚力を大きくすることができる。一口に言えば、フラップによって揚力係数を大きくすることができるわけである。

もちろん、揚力を大きくすると同時に抵抗係数も増大するが、しかし、フラップにはいろいろな考案が施してあって、揚力係数の増加のほうが極めて大きいために、比較的低い速度でも重力にうちかつだけの十分な揚力を発生できるのである。



2―14　フラップ

飛行機が滑走路の一端から運動をおこし、徐々にその速度を上げて、そのうち静かに離陸するのはこのようなやり方による。しかし、離陸が終わると脚を胴体の中に引っ込め、また、同時にフラップを翼の中に引



2－15　YS-11

日本航空機製造のYS－11。1964年初飛行。戦後日本の航空機産業が一体となって設計・製造した旅客機。182機製造された。1972年以来製造が中止されている。ピードモンドはアメリカの航空会社のマーク。

き込んで抵抗係数を小さくし、姿勢を変え、速度を次第に増大して、それとともに上昇を続けていくのである。

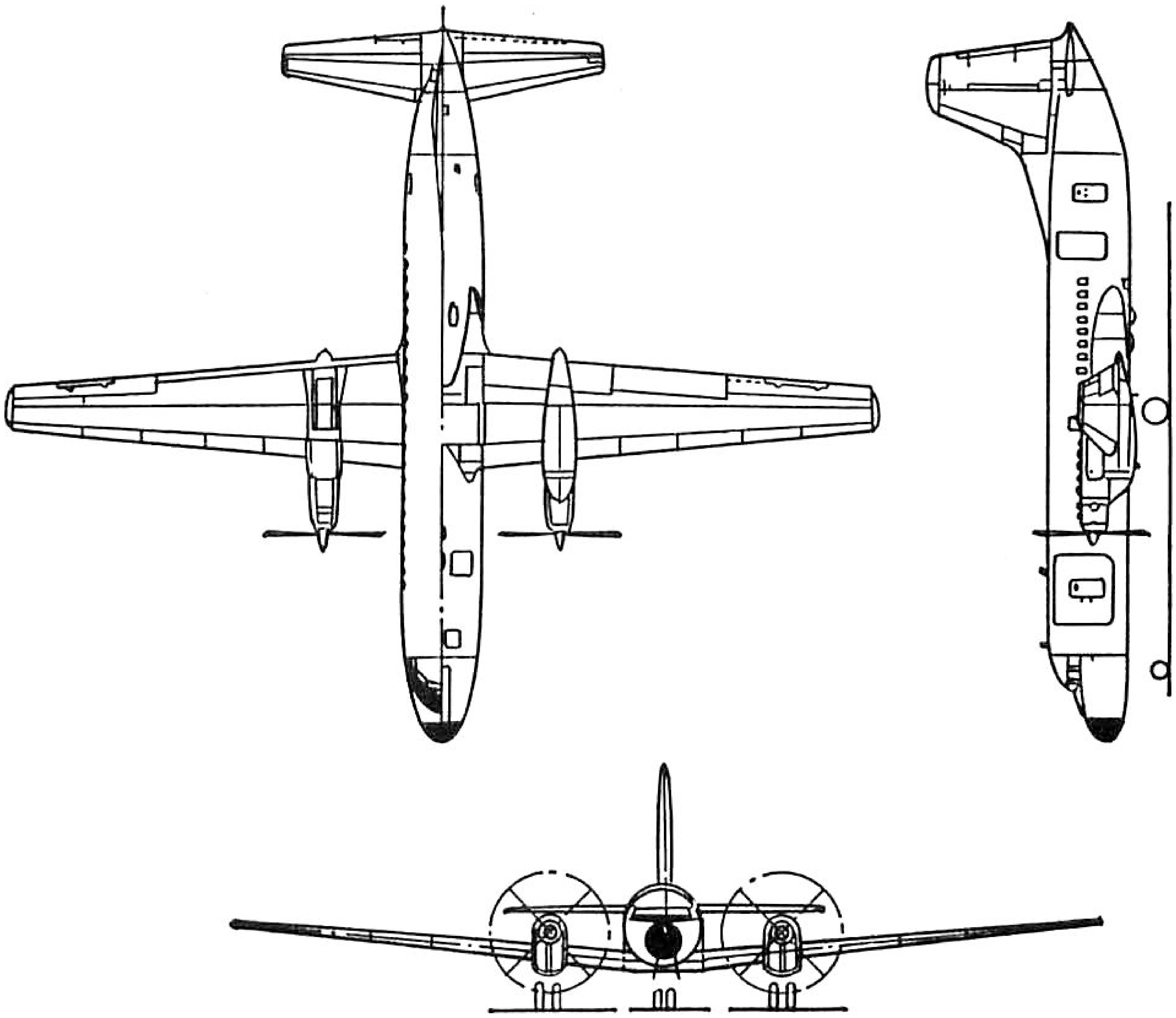
飛行機が目的の空港に到達して着陸する時のやり方もだいたい離陸の時の操作の反対であると思ってさしつかえない。すなわち飛行機はエンジンの推力をしぼって徐々に速度を低下させる。そして、それとともに重力の働きによって次第に高度が下がってくる。しかし、急に速度を落としてしまうと、前に述べた失速墜落の危険がある。飛行機はパイロットの操作によって滑走路の手前に着地して、そのまま滑走して停止しなければならない。

このためには速度を非常に落とし、かつ、揚力を保つ必要があるので、着陸の際にもフラップを必要とするわけである。

着陸の速度が小さければ小さいほど揚力が小さくなることは、前にも述べたように、揚力が速度の二乗に比例するから当然のことではあるが、さらにまた、速度が十分小さくないとパイロットの着陸の操作がむずかしいことになってしまう。着陸の際にも大きな揚力係数を必要とするのは、この故である。

プロペラの働き

昔の飛行機には前方にエンジンがあって、それでプロペラを回転させて前進した。現在、旅客



2－16　YS-11A要目

主要寸法	全　長	26.30 *m*
	全　幅	32.00 *m*
	全　高	8.98 *m*
	主翼面積	94.80 m^2
重　　量	離陸重量	25,000 *kg*
	塔載重量	7,695 *kg*
乗　　客		60人
主要性能	最高速度	546 *km/h*
	最高到達高度	6,580 *m*
	離陸滑走路長	1,280 *m*
	着陸滑走路長	668 *m*
	航続距離	3,215 *km*
エンジン	ロールス・ロイス・ダート10・ターボプロップ3060馬力×2	

機ではこの形式のものが極めて少なくなっているが、例えば、YS—11（図2—15）にはプロペラがついている。このプロペラの推進の原理も、翼の原理と同じである。

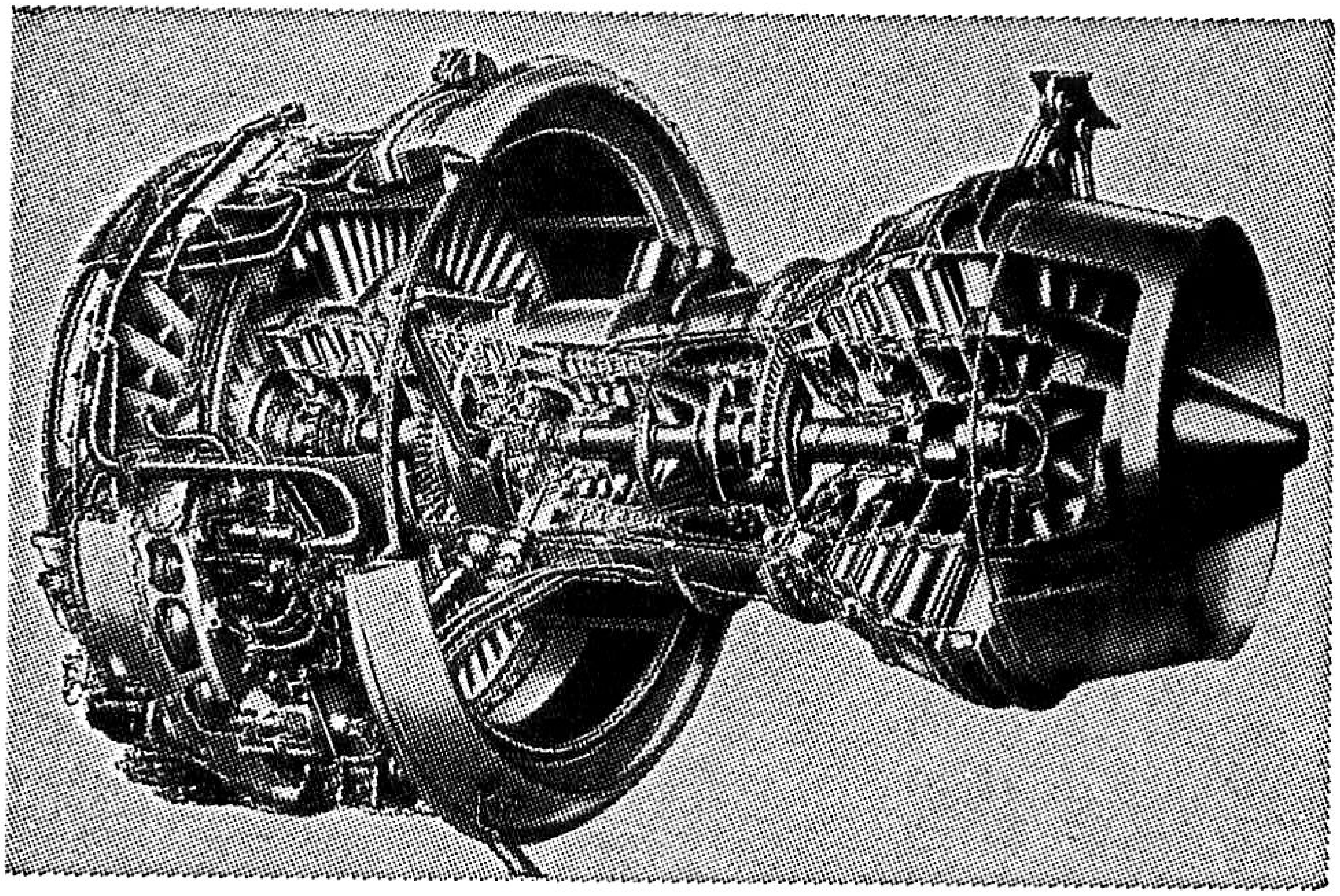
プロペラは静止している空気の中を回転するが、空気との相対的な速度は極めて大きくなる。そのプロペラの断面は主翼の断面とほぼ同じような形をしていて、このためにプロペラには翼と同じような力が働く。その力がプロペラ回転面に垂直だから飛行機は前方にひかれるのである。

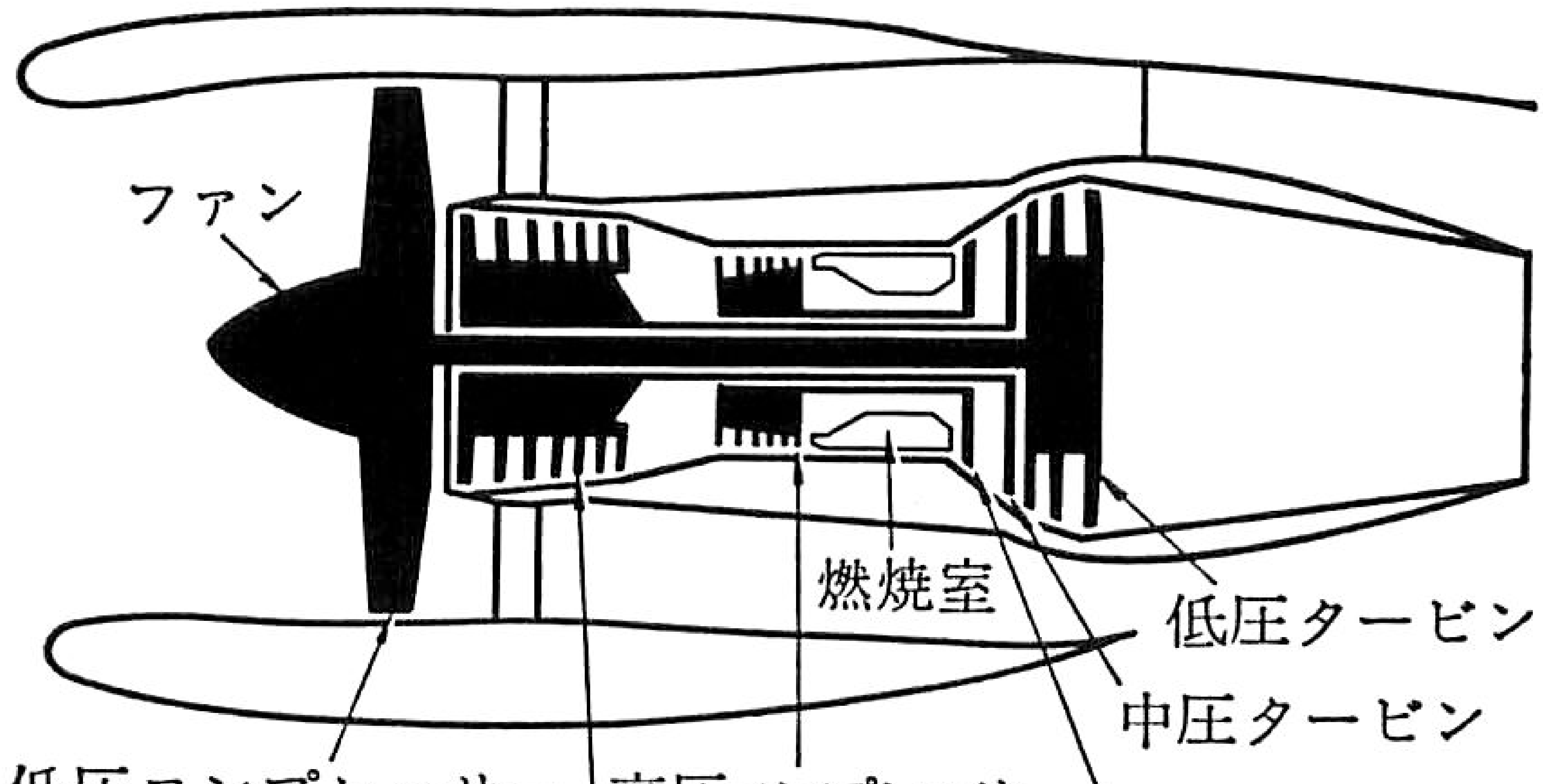
ジェット・エンジンの原理

ジェット機になると、プロペラはついていない。ジェット・エンジンの後方から出る高速の空気の噴流の反作用、つまり反動力によって前進するわけである。この時の前進力については、プロペラ機とは推力の発生する原理が若干異なっている。しかし、それでもジェット・エンジンの中にはコンプレッサーの動翼がついていて、動翼が回転することによって高速の空気が生ずるのは、プロペラの原理と結局は同じということになる。

さらに最近ではファン・ジェットと言って、ジェット・エンジンの外側に大きなプロペラ状のものがついていて、その働きで飛行機が前進するものがある。これはファンの働きで高圧になった空気を後方に噴き出して加速するものである。

図2—17に示したものはジェット・エンジンの外側の壁をとりはらったものであって、非常に





2－17　ロールス・ロイス　ファンジェット

ＲＢ 211 エンジンの構造と断面を示す。タービンとコンプレッサーが連結しており，三軸構造になっている。上の図はエンジンの構造を斜め後方から眺めたところである。

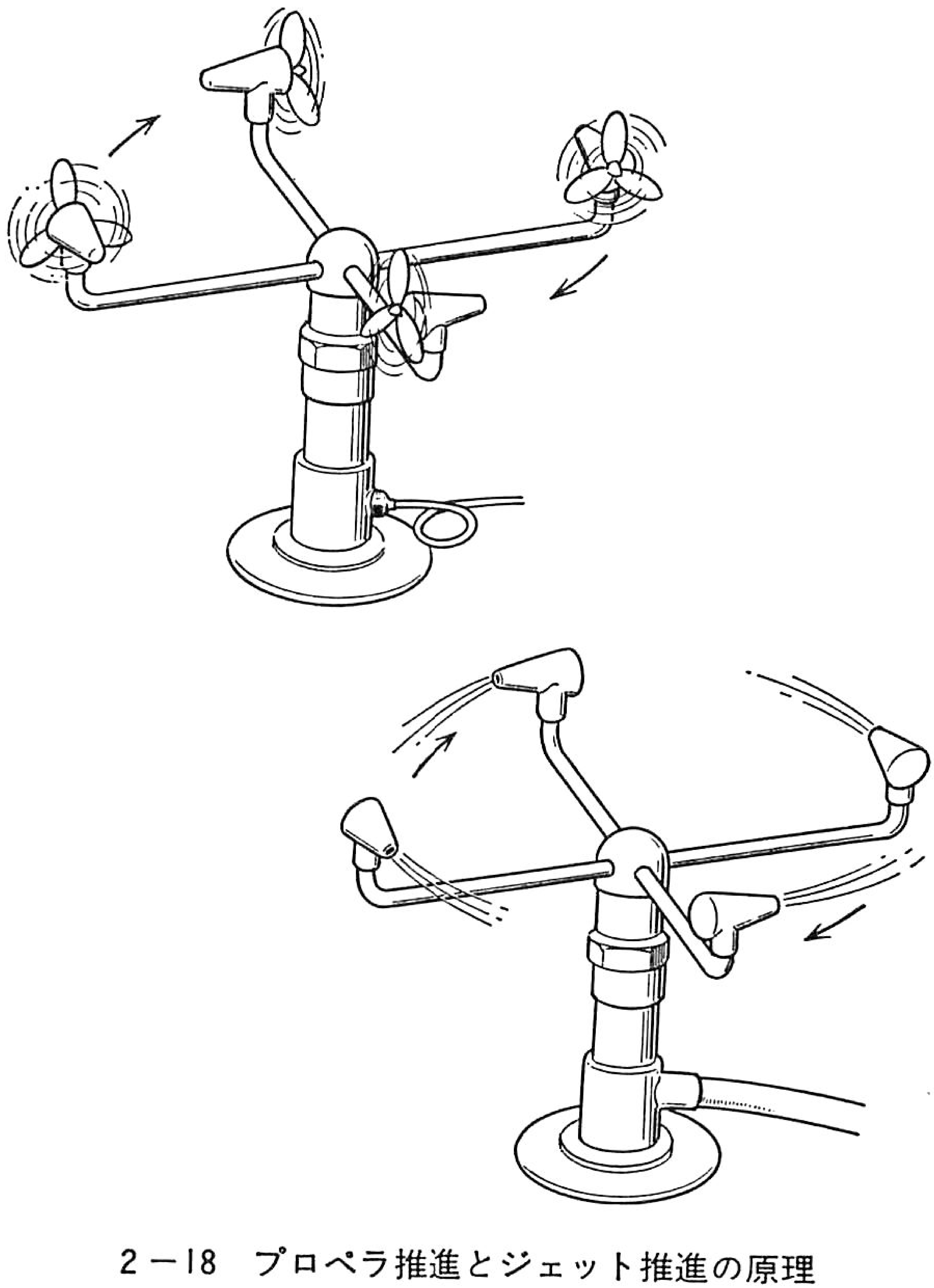
複雑な構造をしていることがわかるが、要するにジェット・エンジンは空気と燃料を混合して燃焼させ、その燃焼ガスを高速で後方に噴出する。その燃焼ガスの中にタービンがはいっていて、それが前方にある圧縮機、つまりコンプレッサーを駆動する。コンプレッサーには回転する翼がついていて、それによって空気を後方に送り圧縮するという、こういう仕組みになっている。

プロペラとジェット

図2—18のように自由に回転する腕に小型の電動モーターで駆動されるプロペラを取り付けたときに、プロペラが回転するとプロペラの回転面に垂直な推力が働いて、腕が矢印の方向に回転する。一方、回転腕の中に高圧ガスを通して後端からジェット噴流を吹き出すと、その反動で腕は矢印の方向に回転する。したがってその推進の原理はプロペラとジェットとでは異なっている。

しかし、ジェット・エンジンの内部のコンプレッサーはタービンによって駆動されて回転し、その動翼は高圧空気を作って同様の働きで噴流を後方に噴き出している。一方、プロペラの方もその前面から空気を吸い込んで後方に送っている。したがって機能的には同一である。

プロペラの断面は翼型をしていることを前に述べたが、プロペラが回転しながら前進するので、断面はらせん形を描きながら静止した空気の中を進行する。このときプロペラの先端と根元



2－18　プロペラ推進とジェット推進の原理

回転腕に電動モーターで駆動されるプロペラを付けてスイッチを入れると，プロペラの推力によって腕が矢の方向に回転する。下図は高圧ボンベに結合して気体を噴出したときの様子を示す。いずれも同じ方向に推力が発生する。

の部分とを比べると、前進速度と回転数とはどちらの部分でも同じであるが、外側にある方が大きく回るから翼断面の前進速度は先端の方が大で、根元の方が小である。そこで、同一の迎え角であると揚力は先端が大で、根元が小になる。

このように、プロペラの機能は先端付近の方が大きく、根元の方では小さいとすると全体としては効率が悪いことになる。そのうえ、プロペラのような薄い板は、根元を支えて先端に大きな力を掛けると折れやすいから、強度上からも不利である。

そこでプロペラの根元から先端までできるだけ一様な揚力が働くようにするため、前進速度の遅い根元の方は迎え角を大きく、先端へ行くほど、迎え角を小さくするように全体にねじれを付けてある。これは子供が遊ぶ竹とんぼでも、模型飛行機のプロペラでも同じである。

プロペラの直径をあまり大きくすると先端速度が速くなりすぎ、4章で説明するような理由から揚力が下がってしまう。また飛行機に取り付けたとき地面に当たったり、胴体に触れたりして具合が悪い。YS—11には直径四・六メートルのプロペラが取り付けてあるが、大体このあたりが実用できる限度である。

一方、コンプレッサーの動翼は先端までの長さが短いので、回転速度を上げることができる。しかし翼弦が短いので何段にも重ねて、全体として強い推力を発生するように設計してある。

プロペラやコンプレッサーの断面に働く揚力は、回転面に垂直に働いて推力になることを説明

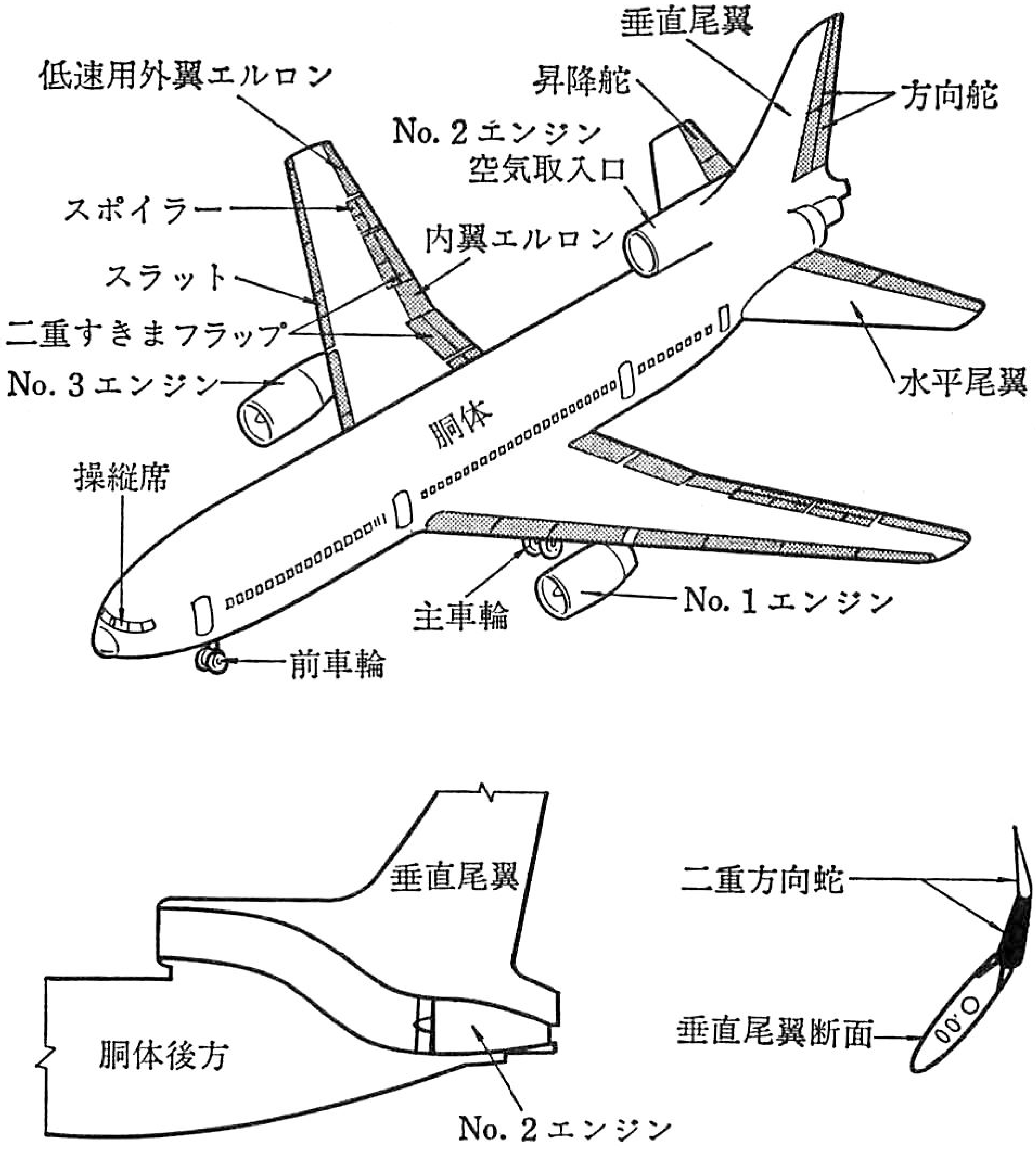
したが、それでは抵抗はどうなるのであろうか。

わかりやすいように、プロペラが前進しないで回転している場合について考えてみよう。このときプロペラの各断面について抵抗は回転面内に働き、回転方向に反対に作用する。そのためにプロペラの回転を阻止するようなトルク（ねじる力）が軸に加わるが、これがエンジンの回転力と釣り合うのである。ジェット・エンジンの場合も同様であって、コンプレッサーの動翼に働く抵抗は回転軸の回転を阻止する力となるが、これがタービンの回転力と釣り合っている。

プロペラの直径に制限があるとすれば、大きな推力を発生するための方法は羽の枚数を増やすことであり、三枚または四枚のものが用いられる。DC—3は三枚のプロペラが、YS—11には四枚のプロペラが取り付けられている。

しかし幅の広いプロペラの羽は根元のところで互いにくっついて一枚の円板のようになってしまうので、余り数を増やすことはできない。

コンプレッサーのように何段も動翼が重なり合っている場合に、後方の動翼（ローター）は前方の動翼で作られたらせん気流の中でさらにらせん状に前進することになる。このような場合には後段ほど大きなねじりにしなければ十分な揚力が出ないことになるが、そのような過大なねじりを付けることは事実上できないから、静翼（ステーター）を途中にはさんで回転流を軸方向の流れに一旦直した後に、後段の動翼を入れるようになっている。



2—19　翼面と操縦面

この図は飛行機の各部の名称を示したものである。このうち黒く塗ったのは動く部分でパイロットの操作によって翼の空力特性が変化し，飛行機の姿勢や進行方向などを変えることができる。

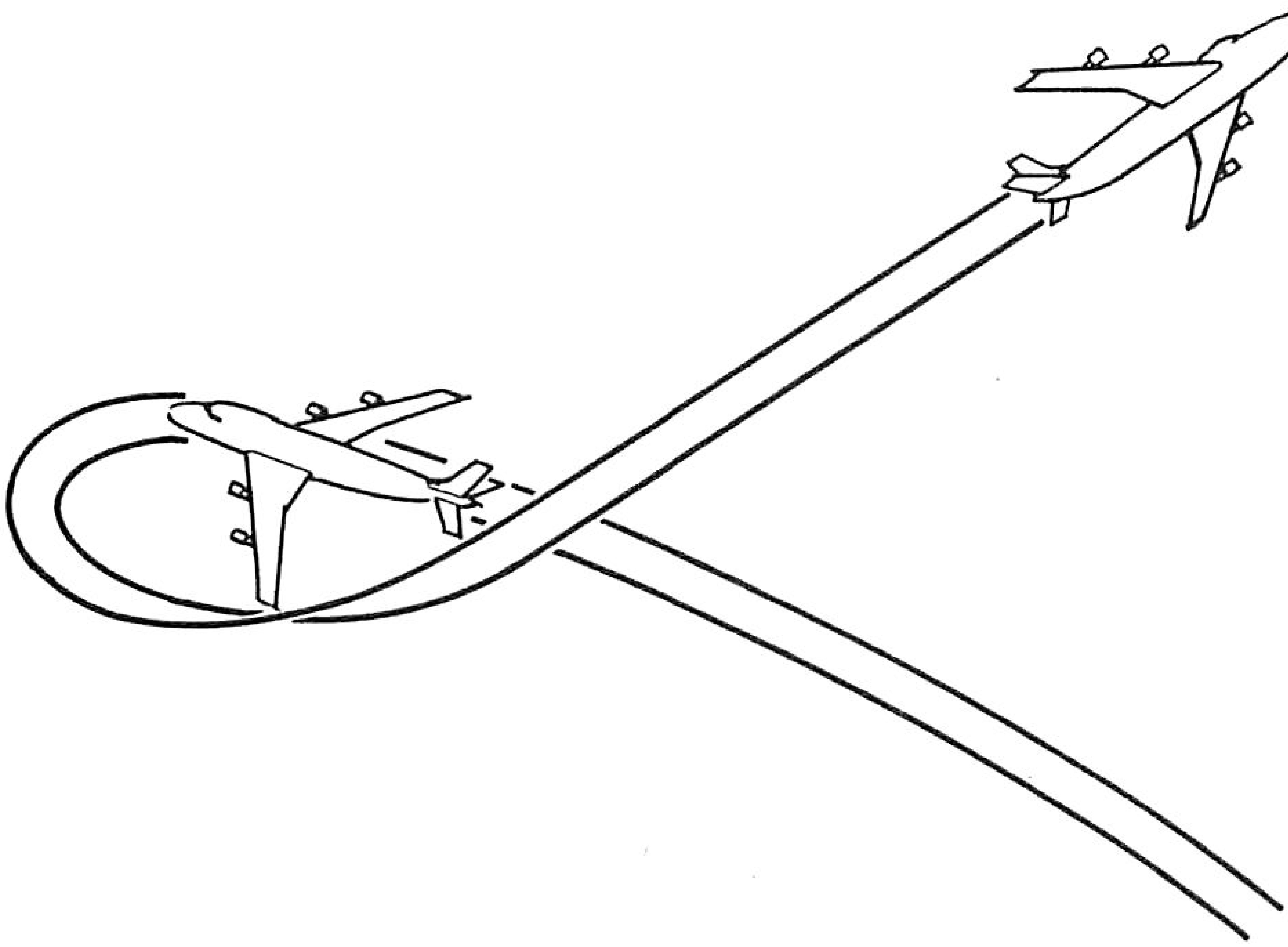
プロペラの方は、それを何段にも重ねることは重量の増加の割には推力の増加がないので、実際上は余りおこなわれない。

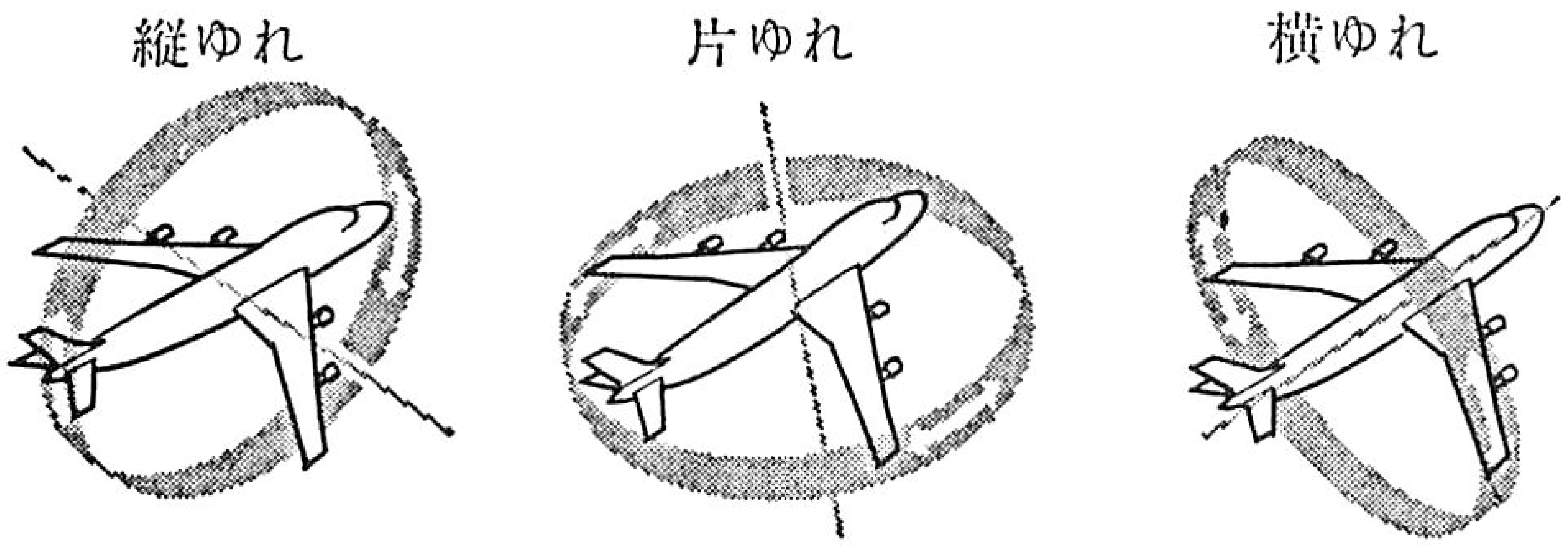
操縦舵面の働き

飛行機には主翼のほかに尾翼もついている。それは多くの場合、水平尾翼と垂直尾翼からなっているが、それらは揚力を発生するというよりもむしろ、飛行機の姿勢を変える、すなわち、舵をとるために必要なのである。そのほか、飛行機が空中で突風をうけたような場合に安定な飛行が続けられるように、尾翼がついているといってもよい。尾翼には方向舵、昇降舵がついていて、それによって飛行機の舵をとることができる。

飛行機には主翼のように明瞭に固定した揚力を発生する面のほかに、図2―19に示すような各種の舵面が付いている。それらはすべて可動で、その舵面を動かすことによって流れに垂直な方向の力が発生する。その原理は多くの場合にフラップと同様である。

これらの力は重心から離れた位置に加わるから、機体を重心のまわりに回転する働きをする。例えば昇降舵は機首を上下させる方向のモーメント（まわす力）を生じ、方向舵は機首を左右させる方向のモーメントを生ずる。またエルロンは主翼の両端に取り付けられているが、左右反対に作動するからこれを操作すると主翼の両端で揚力の差を発生することになる。例えば図2―20





2－20　飛行機の空間（3次元）運動

旅客機が離陸後，方向を変える場合には図のような運動を行なうことがある。このような空間運動は飛行機で初めて行なえるものである。このほかにもっと複雑な運動もできる。下の三つの図は飛行機が方向舵，昇降舵，エルロンを操作して重心を通る3軸のまわりに回転する基本運動を示したものである。

の場合に昇降舵を上げ、方向舵を進行方向に向かって左に引き、エルロンは右翼を下げ、左翼を上げると、このような操作によってそれぞれ機首を上げ、左に方向を変え、前方に向かって時計の針と反対の方向にロールする。

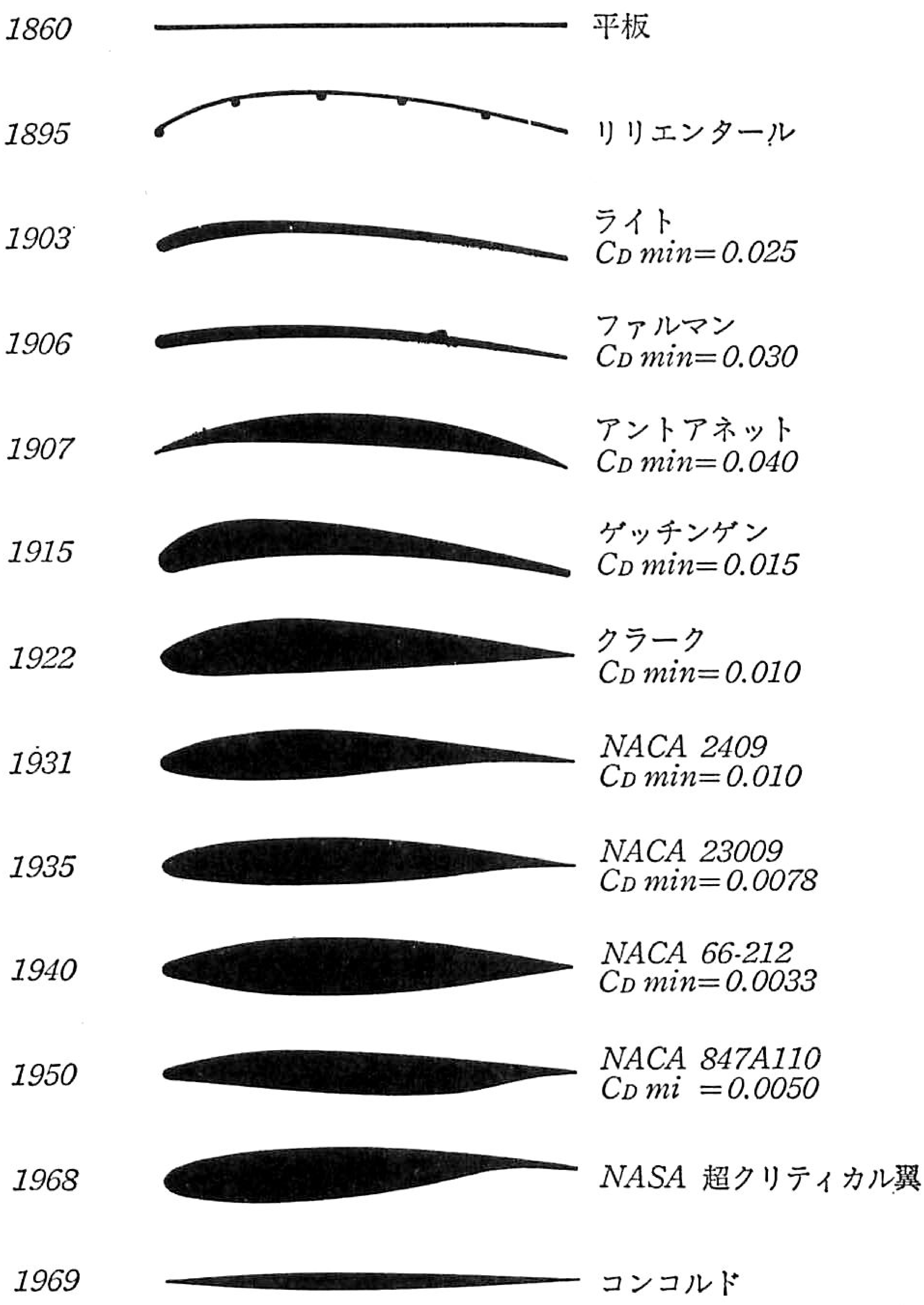
翼のまわりにできる圧力分布は機体の重心のまわりのモーメントを生ずることが普通であるが、これは通常では尾翼の水平安定板に迎え角をつけることによって打ち消すようになっている。

近頃の旅客機は大型でかつ高速であるので、舵面に掛ける力が大きく、それを直接操作するのは人力では困難になる。そこで機械力を用いるが、主として油圧系統が利用されている。

このときに舵の効きをよくするため図3―17のL―1011（トライスター）のような場合には、水平安定板全体が迎え角を変化しうるようになっている。

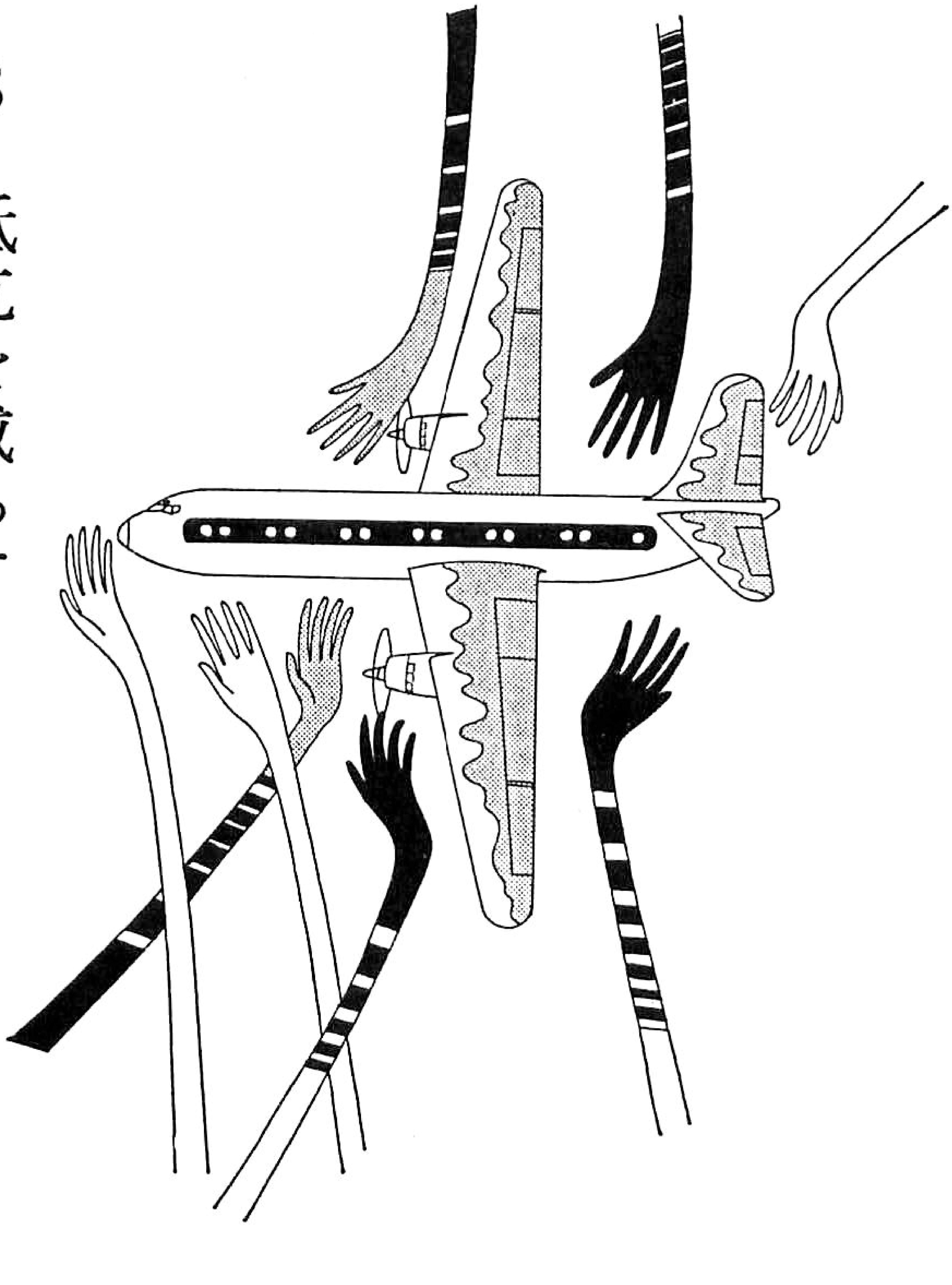
旅客機は宙返りのような派手な運動はしないが、それでも衝突を避けたり、空中待機や離陸直後の方向変換などのためには図のような複雑な運動をする。これはいわゆる三次元的な運動であって、平面内に行動する人間がまだ他ではおこなったこともないような動きである。

このときに舵面に働く力は機体の姿勢を変えるだけに用いられ、運動の方向を決定する一番大きな要素は主翼に働く揚力であることに注意しておく。



2—21　翼型の移りかわり

3—抵抗を減らす



抵抗を減らす

物事をおし進めようとするとき、推進する力を増すのが普通のやり方であるが、周囲の抵抗を減らして通り易くするのも賢明な策である。飛行を実現するには抵抗を減らすことが、四つの大切な要素のうちの一つであることを1章で指摘しておいたが、ここでは空気抵抗について説明しておこう。

翼の揚力の理論は比較的に古く十九世紀の終わりには完成したが、抵抗の方はそれよりも大分遅れて次第に明らかになった。抵抗は、空気と物体表面との間の摩擦によって発生するものである。

飛行機の翼や胴体の表面は、鋲の頭も出ない程に滑らかに仕上げられており、鏡のように顔が映るくらいである。これは美観のためではなくて摩擦抵抗をできるだけ小さくするためである。

また飛行機は離陸して脚が滑走路から離れるや否や、直ちに脚を胴体または翼の内に引っ込めてしまうが、これもまったく抵抗を減らすためにほかならない。

物体が空気中を進行するときの抵抗は速度によって変化する。空気抵抗には、粘性による摩擦抵抗と、前後の圧力差によって生ずる圧力抵抗と、超音速になって出現する衝撃波によるものとがあるが、これらは物体のまわりの空気の流れの様子がかわると、それぞれ変化する。



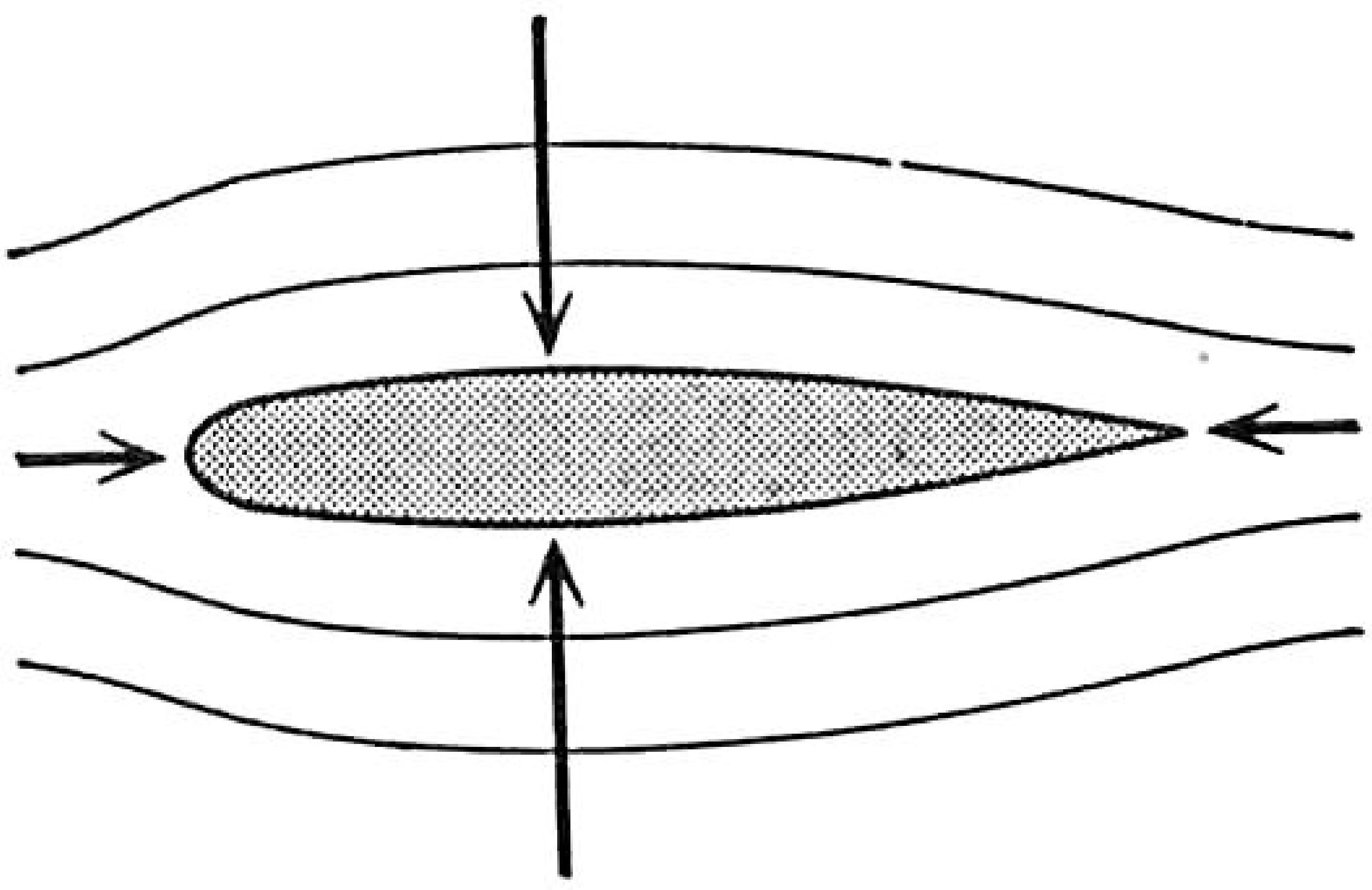
3－1　ダグラスＤＣ-10

1970年初飛行。1971年より就航。マクダネル・ダグラス社製。255～300人乗り。ターボファン・エンジン３基付きで２基は翼の下，他は胴体後部。Ｌ1011とほぼ同様。

すなわち1章で述べた抵抗係数は単なる比例定数ではなくて、実は速度にも大いに依存する。しかしその急激な変化は流れの様相が急に変わる速度に於ておこり、その他の速度範囲では流れの様相に変化がない限り抵抗係数は一定で、速度には無関係と考えてよい。

ダランベールのパラドックス

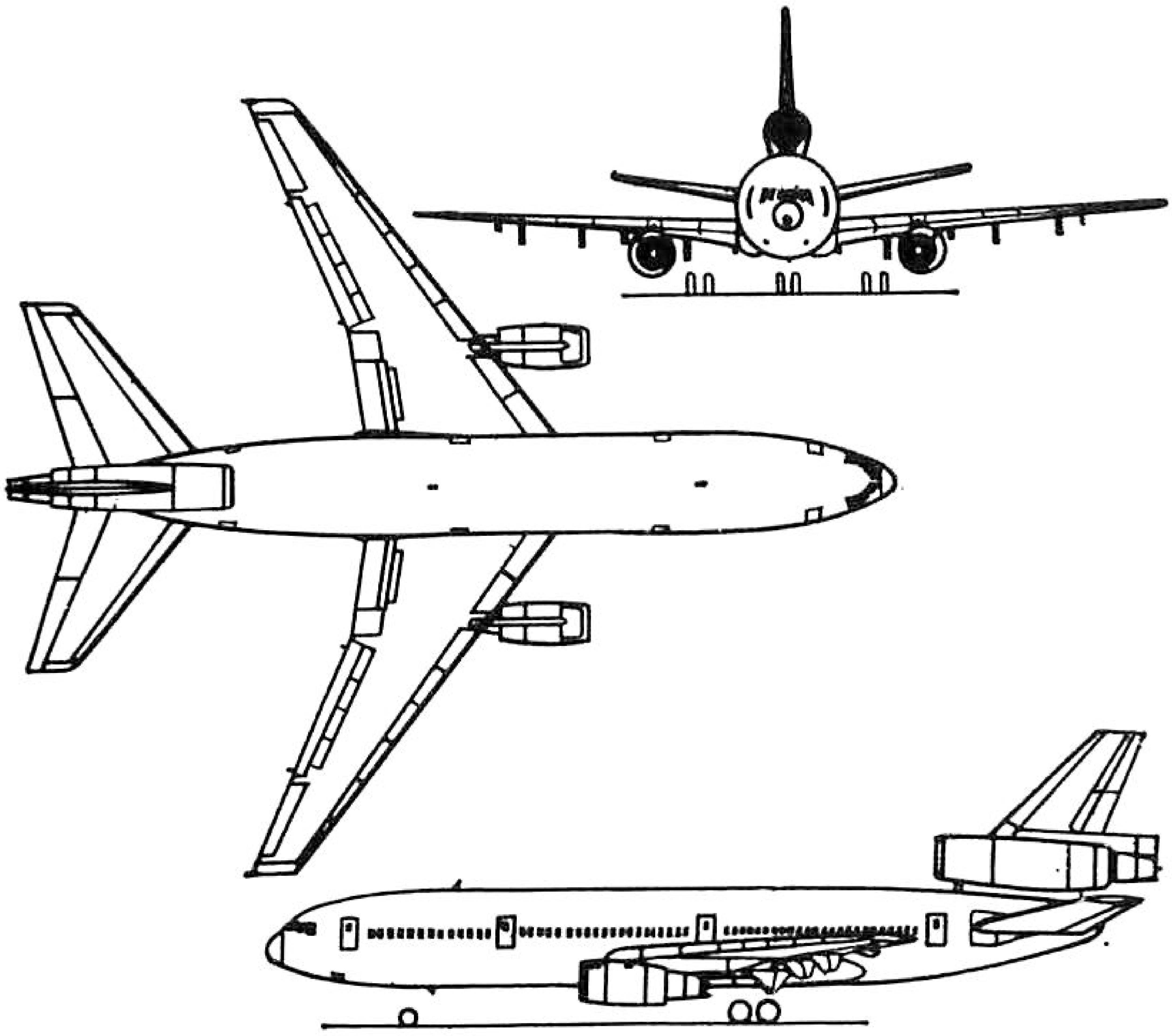
胴体の水平断面のまわりの流線は図3—2に示すようになる。流線は胴体の先端につきあたり、そこで流速はゼロになる。ベルヌーイの法則によりここ（先端）では圧力が最大で、その方向は機体軸の方向である。



3—2　胴体に加わる抵抗

一番太い部分では流速が最大になり、そこでの圧力は最小になる。しかしその圧力は機体軸に垂直で、断面が円形であれば反対側の圧力とバランスしている。したがって機体軸に垂直な方向には空気力は作用しない。

最大速度の位置を過ぎて下流に向かうと徐々に速度が低下し、したがって圧力が増加して、遂に後端において再び速度がゼロ、圧力が最大になる。この圧力は先端における圧力と大きさが等しく向きが反対である。



3－3　DC-10-40 要目

主要寸法	全　長	55.50 m
	全　幅	50.41 m
	全　高	17.70 m
	主翼面積	367.70 m^2
重　　量	離陸重量	259,450 kg
	塔載重量	45,700 kg
乗　　客		270〜345人
主要性能	最高速度	マッハ0.88
		衝撃失速0.95
	離陸滑走路長	3,444 m
	着陸滑走路長	1,835 m
	航続距離	7,505 km
エンジン	プラット・アンド・ホイットニー	
	JT 9 D-59A × 3　(推力)	24,040 kg
燃量容量		135,510 ℓ

したがって全体として圧力はバランスしており、流線が物体に沿って流れる限り、物体には何らの抵抗も働かないことになる。これをダランベールのパラドックス（背理）という。実際には粘性があるから摩擦抵抗が働く。ダランベールのパラドックスは粘性のない理想的な流体で圧力が物体表面に垂直に働くときに成立する原理である。現実には多少なりとも抵抗が存在するが、それは摩擦が存在するためである。

境界層の理論

ライトの飛行が成功した翌年の一九〇四年、第三回国際数学会議の席上でゲッチンゲン大学のプラントルは、粘性の影響が及ぶのは物体の近傍の極めて薄い境界層の中だけに限られるという仮定から、それまでに打ち立てられていたナビエ・ストークスの粘性流体の運動方程式に大胆な簡単化を導入した。これは確かな物理観によって裏付けられた数学モデルが、現象の解明に役立った有名な例である。しかしこの論文が発表された当時はカントールの集合論などの方に多くの関心が払われ、プラントルのこの新しい学説に耳を傾ける人は少なかったということである。

この理論によって初めて、運動する物体の抵抗を計算することができるようになって、ダランベールの矛盾を克服することができるようになったのである。



3－4　B727

ボーイング社製。1959年より中短距離用ジェット旅客機として設計。同社の707，720の経験と技術を大幅に取り入れて製造された。1963年２月初飛行。約1000機製造。６通りの機種がある。

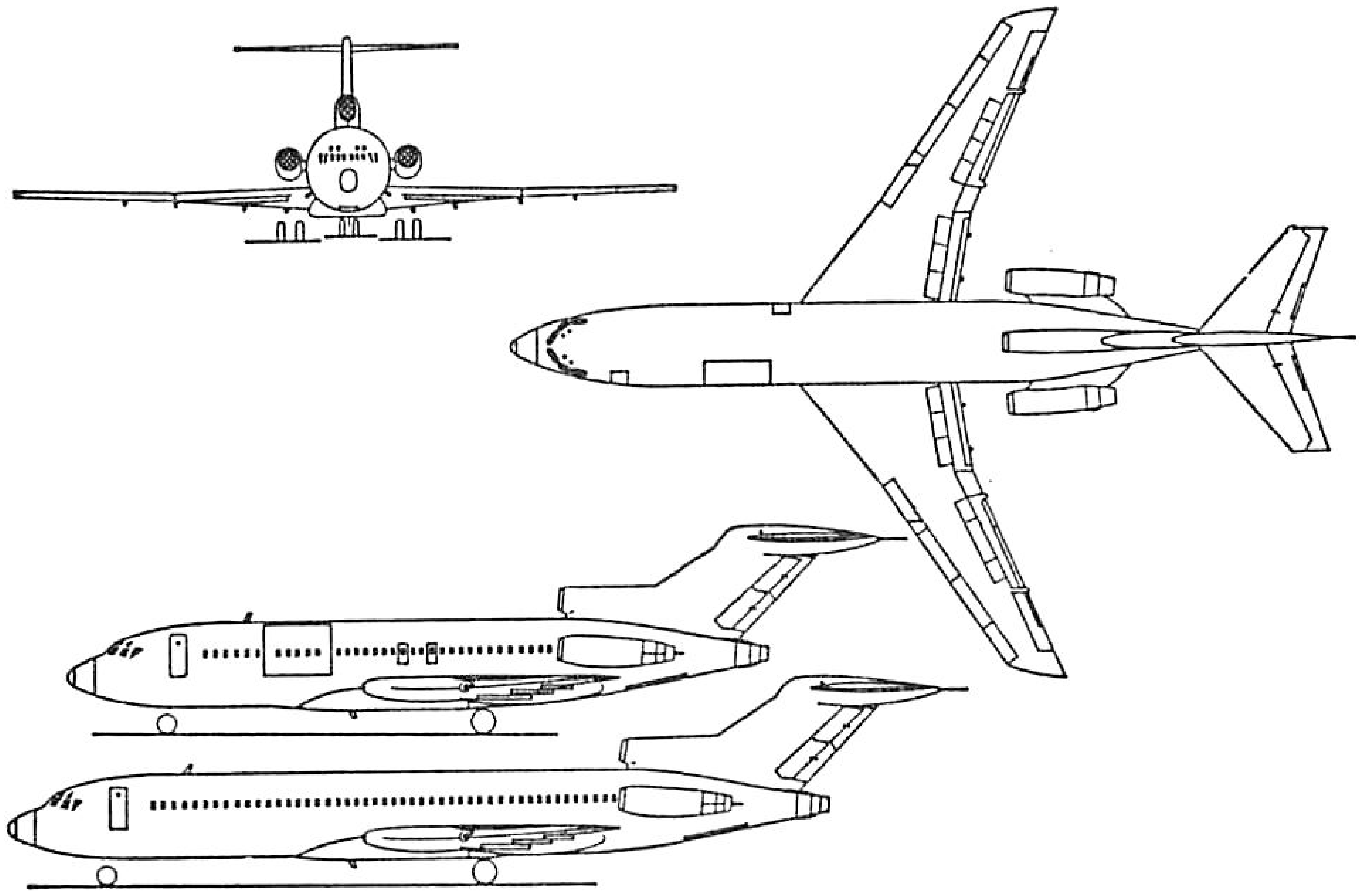
胴体の形と抵抗

写真で見る通りコンコルドは胴体の先端が尖っていて、いかにも速そうである。それに比べてジャンボ・ジェット機は胴体がずんぐりしていて抵抗が大きそうである。せっかく大きいエンジンが四発も付いているのだから、もっと抵抗の少ない形にしたら速度も速くなりそうに思える。ジャンボ機は四〇〇人もの乗客を乗せるのでどうしても胴体が太くなる。

その胴体は直径で六メートルもある。座席は横一列に一〇人も坐れるようになっており、天井も高くてひろびろとしている。これに比べると従来の飛行機は、ボーイング727にしてもYS―11にしても胴体が細くて窮屈である。太い胴体をワイド・ボデーと呼んでいる(図1―7)。

さて胴体の平面形は先が丸くて後が細くなっている。このとき空気は胴体に沿って流れる。もし反対に、先がとがって後が太いときには、空気が最後まで表面に沿っては流れずに、途中で分かれてしまう。流線が表面から離れるとその後方に複雑な渦の場ができて、その部分の圧力は低くなる。先の方は圧力が高く後の部分は低いから、全体として胴体は空気によって後方に押される。これは推力とは向きが反対で、抵抗である。この抵抗を圧力抵抗という。

飛行機の全表面では、空気の粘性のために摩擦抵抗が働く。同一の容積では球形が一番表面積が小さいが、このような形では前述の剝離のために圧力抵抗が増える。そこで断面が円で、胴体の長さがあまり長くない流線形が、結局、全抵抗が一番小さいことになる。



3－5　B727-100,-200要目

主要寸法	全　長（－100）	40.59 m
	（－200）	46.69 m
	全　幅	32.92 m
	全　高	10.36 m
	主翼面積	157.90 m^2
重　　量	離陸重量（－100）	76,655 kg
	（－200）	86,405 kg
	塔載重量（－100）	19,958 kg
	（－200）	18,597 kg
乗　　客	（－100）131人，（－200）163人	
主要性能	最高速度	1,017 km/h
	離陸滑走路長（－100）	2,377 m
	（－200）	2,847 m
	着陸滑走路長（－100）	1,497 m
	（－200）	1,430 m
	航続距離（－100）	4,330 km
	（－200）	4,585 km
エンジン	プラット・アンド・ホイットニー JT8D9×3（推力）6,577 kg	

翼も同じく

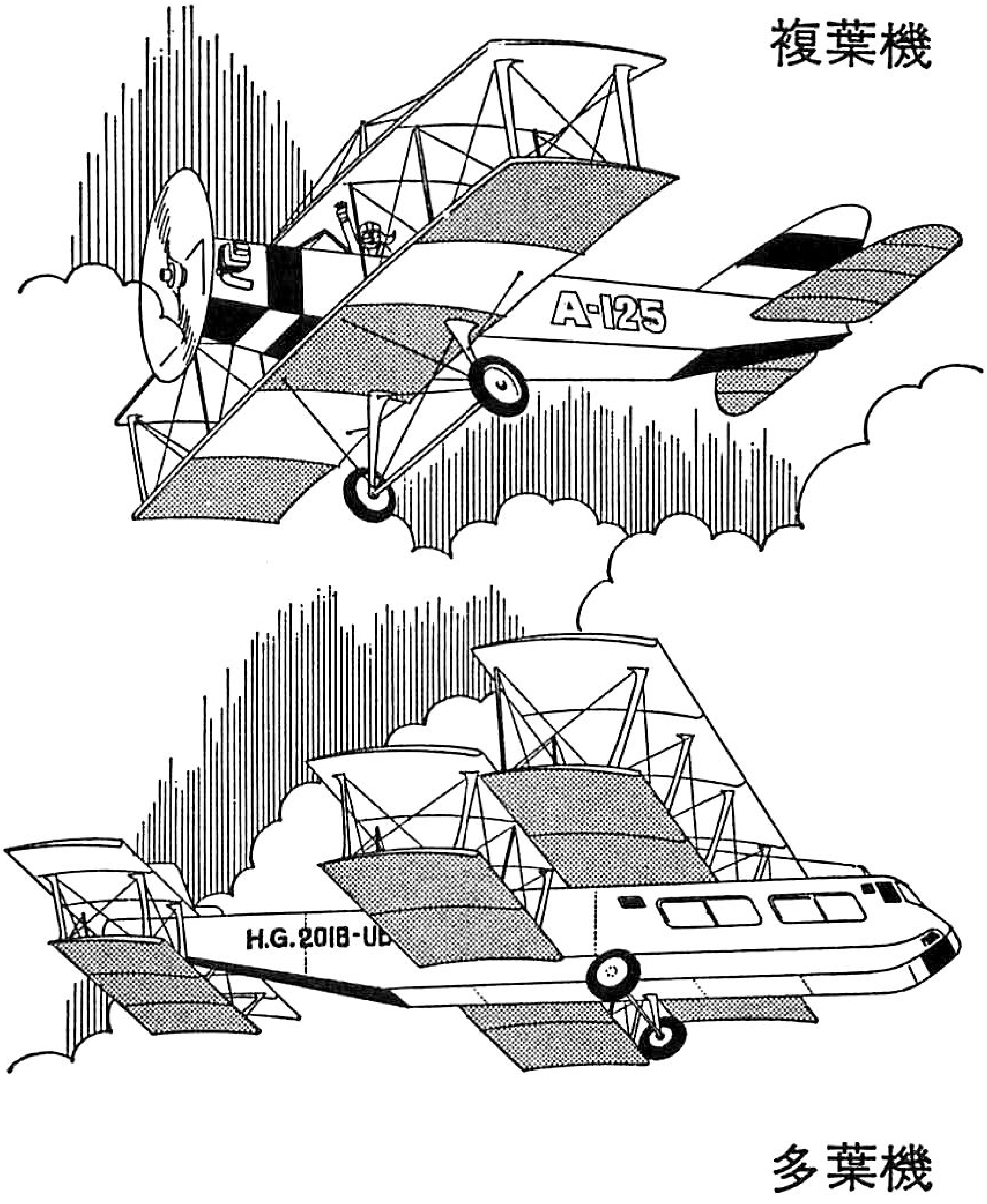
鯨の胴体がジャンボ機のような形をしている理由が、こうして明らかであろう。あのような大きな動物が海中を相当なスピードで泳ぐことができるのは、形が流線形で抵抗が少ないからである。

細い針金や支柱でも案外、抵抗係数が大きい。昔あった複葉機の形式は、翼面積が大きいので揚力係数を得るためには有利であるが、抵抗が大きいため結局速い速度が出せず、揚力が小さくなる。今日ではほとんど、形の単純な単葉機になっているのはその理由である。

以上は胴体について説明したが、翼でも同様である。翼型が先端が丸く、後方に行くにしたがって細くなっているのは、まったく胴体のときと同じ理由によっている。風を正反対の方向から翼にあてて見ると、圧力抵抗のために抵抗がかえって増加する。

しかし超音速機の翼型では先端がかみそりの刃のように尖っている。超音速飛行では速度が十分大きいから、揚力はその二乗で働く。したがって揚力係数は余り大きくなくても十分重量を支えるに必要な揚力が得られる。よって迎え角を大きくする必要はなく、剥離の心配はない。

パイロットはとくに離着陸の際に滑走路がよく見えることが必要である。そこで抵抗は増えるけれども、飛行機の操縦席は若干胴体から突き出しているのである。



3－6　複葉機と多葉機

複葉機は主翼の合計面積が大きくなるが，支柱，張り線，脚などの有害な抵抗が大きいために速度が十分出ない。今では殆ど見られない。多葉機は速度不足で飛べなかった。

超音速機になると衝撃波が発生するための抵抗が現れる。衝撃波は胴体が太く、先端が丸いときには特に強くなる。強い衝撃波が発生するとその分だけ抵抗が増える。そこで超音速機では先端が尖っている。

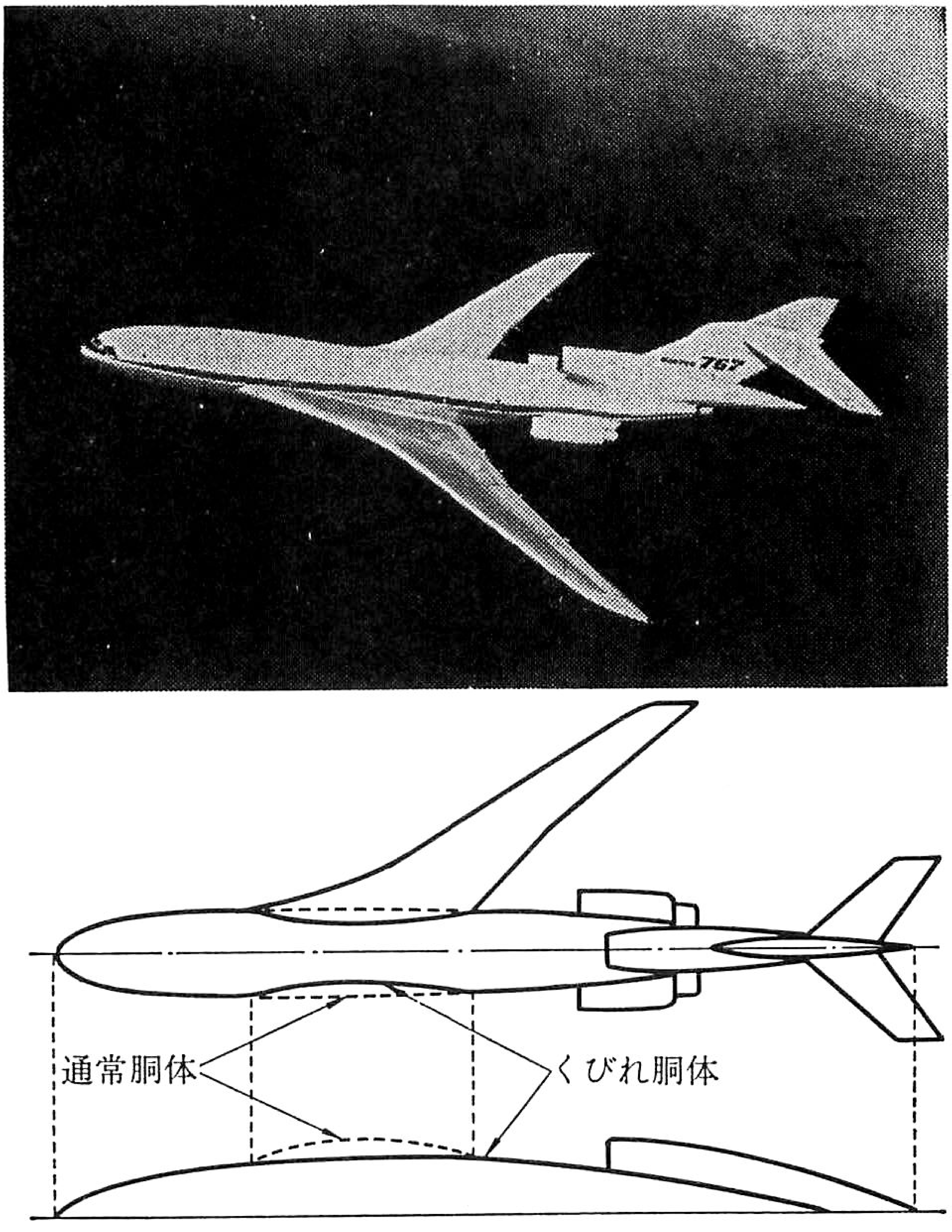
遷音速面積法則

空気を手で押すとその方向に動き、特に反発力は感じない。しかし物体の運動が圧力波の進行速度である音の速さに近づくと、圧縮性といって、圧力の変化に応じて密度の変化する特性が顕著になる。

いま弾力性のある軟らかい物質を想像して、その中を物体が運動するとする。大きな寒天の塊のようなものの中に飛行機の模型を押しこむような場合を考えてみよう。このときの反発力は模型が寒天を押し広げる速度に応じて大きくなる。そこで断面がゆるやかに変化するときは抵抗は小さく、断面が急に大きくなると抵抗が大きくなる。

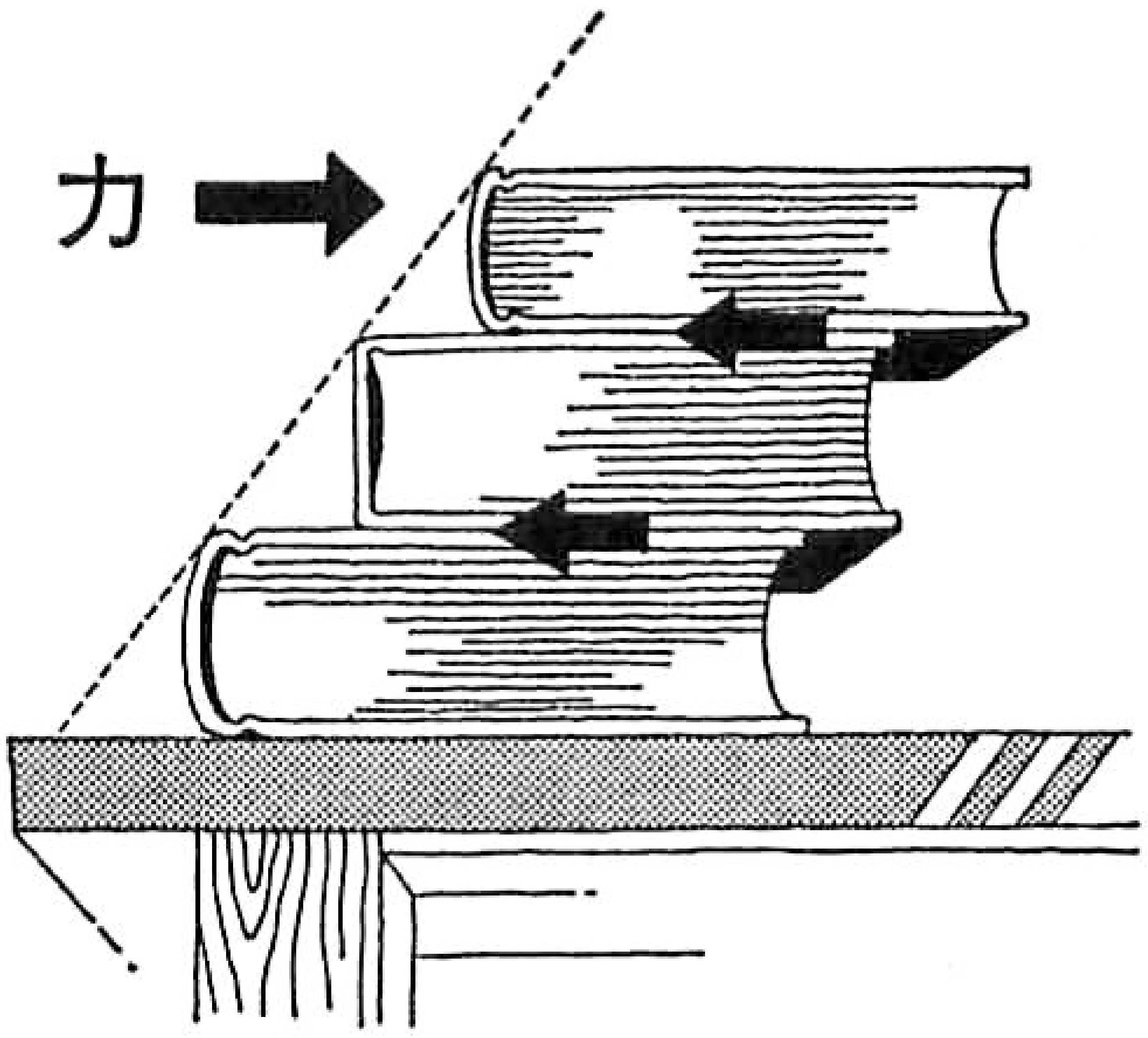
空気中を物体が高速で運動するときの抵抗は摩擦によるものの他に、圧縮性の影響で現れるものがある。これは進行方向に垂直な断面積の変化に関係し、その変化が緩やかな方が抵抗が小さくなる。このような効果は特にマッハ数が一前後で顕著である。これを遷音速面積法則という。

図3—7に示したように高速飛行機の胴体は魚のような形をしていて断面積の変化は緩やかで



3－7　遷音速高速機

B 767は遷音速面積法則に従って計画中の高速機。もし胴体が点線で示したような通常の形状をしているとすると断面積の変化は下図に示したようになる。すなわち翼の突出している分だけ断面積が増す。そこで実線のようにその分だけくびれた胴体にする。



3－8　摩擦抵抗

ある。しかし重心付近には主翼が左右に拡がっているから、断面をとってみるとこの部分では翼の部分だけ余計に拡大することになる。そこで断面積の変化をなめらかにするために翼によって断面の膨らんだ分だけ、胴体を細くして、全体として断面積の変化が緩やかになるようにすることが試みられている。

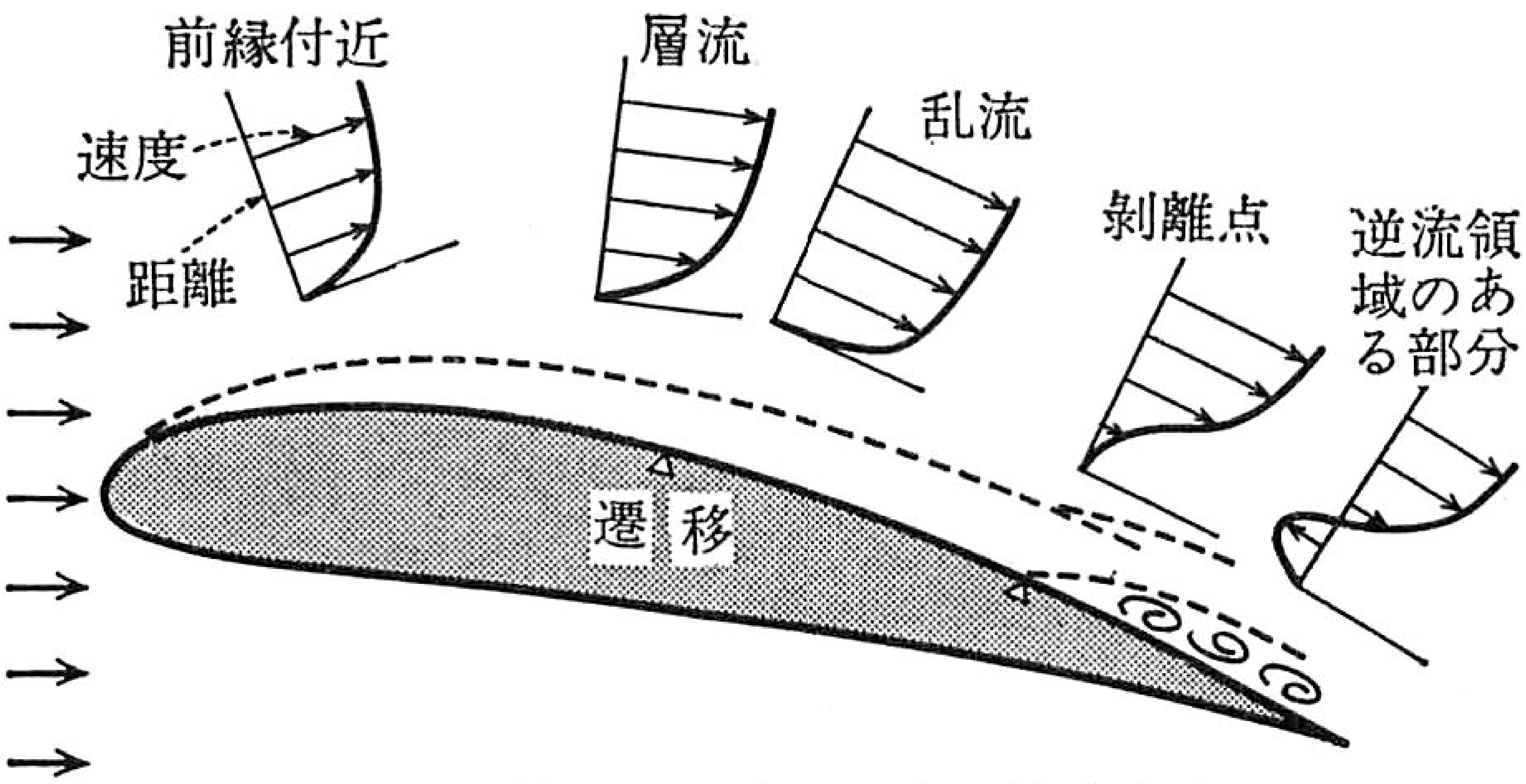
旅客機の速度はジェット機でマッハ〇・八程度に達し、それからSSTのマッハ二・二に飛躍してその途中がない。SSTは強い衝撃波によるソニック・ブームが避けられないため、陸上を超音速で飛行することが禁止されるであろう。しかし亜音速では強い衝撃波は発生しないから、例えばアメリカ大陸横断では現在四時間かかっているところが遷音速輸送機では約二〇パーセント短縮されて三時間あまりになる。ニューヨーク・サンフランシスコ間で四〇分から五〇分の飛行時間短縮はそれ程意味がないようにも思えるが、このような幹線ルートは航空会社の競争が激しいから、各社とも競ってこの新鋭機を購入することになるであろう。

遷音速輸送機は今のところ明確な製造計画はない様子であるが、研究はさかんにおこなわれている。



3－9　B737

ボーイング社製，100人程度の乗客を短距離区間で輸送する旅客機。B 727と共通部分が多い。設計開始は1964年，初飛行は1967年。双発プラット・アンド・ホイットニーＪＴ８Ｄ・ターボファン・エンジンを２基装着している。1969年から1971年の間に次々に細部にわたって改良が加えられた。主として国内線用に使用されている。シリーズ100，200がある。
この飛行機はＳＴＯＬ性能を持たせるためにクルガー・フラップ等を採用している。1220メートルの滑走路長で離陸可能である。



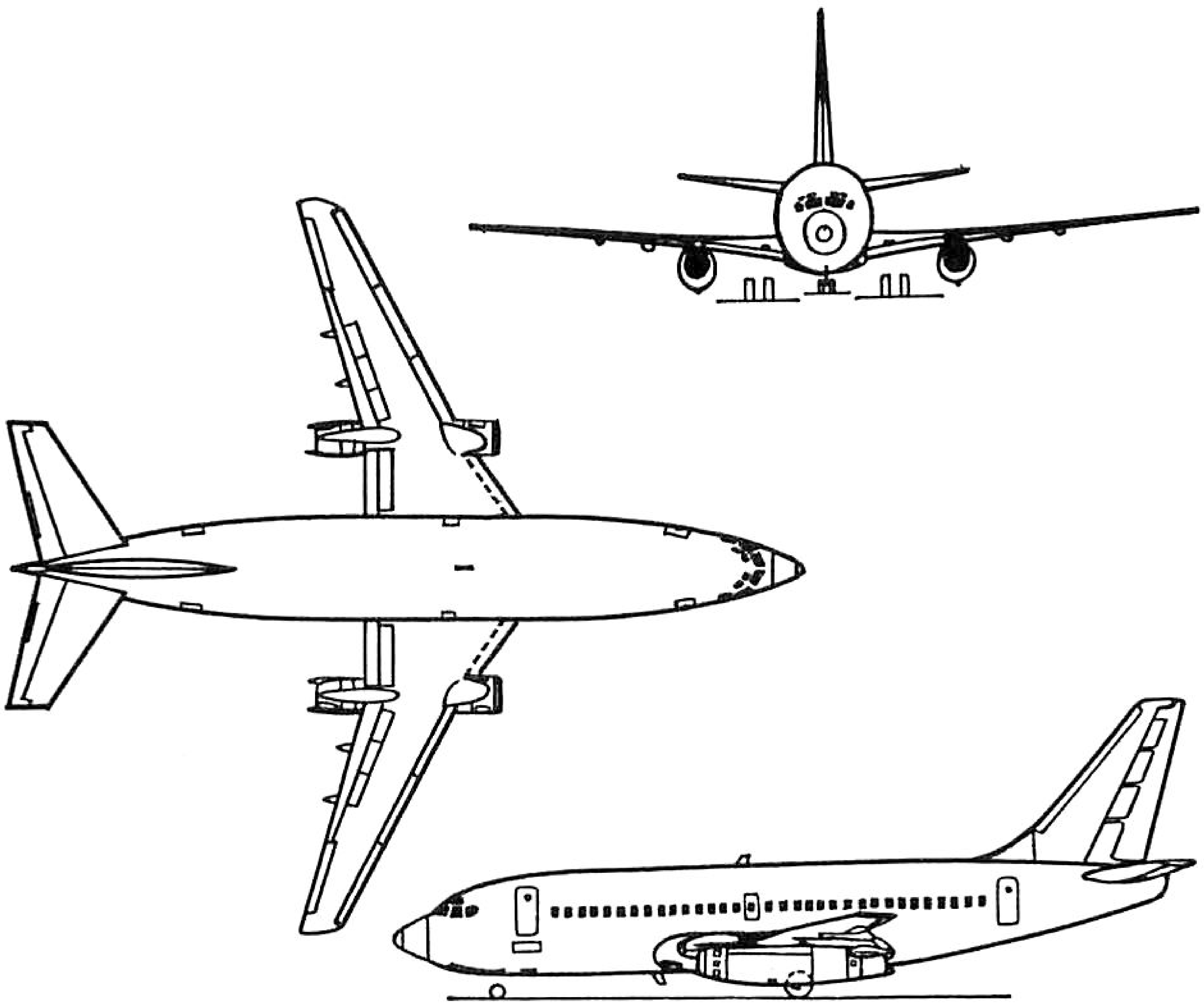
3—10 翼上面の境界層流の速度変化

境界層

机の上の本を横に押して滑らすと、動きに抵抗する力が働く。これが摩擦抵抗である。本を何冊も重ねて押すと順々にずれて図3—8のようになるが、このときは本と本との間に摩擦抵抗が働いている。本の表紙がざらざらしているときにはこの抵抗が大きい。

空気は水あめのように粘性が大きくはないが、二つの層の間に速度差があると、速い方が遅い方を引っ張る作用がある。また逆に遅い部分は速い部分に引っ張られる。この力が粘性力である。

飛行機が時速一〇〇〇キロメートルで飛んでいると、翼や胴体の外側の空気の速度は毎秒三〇〇メートルというような高速である。しかし表面では空気の分子は金属の面に付着して静止している。そこで表面に垂直な方向に大きな速度差ができる。



3－11　B737

主要寸法	全　長（－100）	28.65 m
	（－200）	30.48 m
	全　幅	28.35 m
	全　高	11.28 m
	主翼面積	91.05 m^2
重　量	離陸重量（－200）	52,390kg
	塔載重量（－200）	16,465kg
乗　客	（－100）115人，（－200）125人	
主要性能	最高速度	943 km/h
	離陸滑走路長	1,676 m
	着陸滑走路長	1,207 m
	航続距離	4,075km
エンジン	プラット・アンド・ホイットニー	
	ＪＴ８Ｄ９×２　（推力）6,575kg	
燃料容量		10,830 ℓ

実際に翼の近くで速度を測定してみると、その垂直方向の分布は図3―10のようである。このような大きな速度変化の現れる範囲は、物体の近くのごく薄い層に限られている。ここでは速度差があるから粘性による作用で摩擦力が働いていることになる。一方、物体から少し離れると速度は一様で、したがって粘性の作用は現れず、事実上非粘性の流れになっている。

粘性の効果が現れる薄い層を、前章でもふれたように、境界層と呼んでいる。境界層は翼の前縁では厚さがゼロで、後方に行くにつれて厚くなる。しかし翼の断面の長さが一六メートルにも及ぶジャンボ機でも、その厚さは後縁でたかだか数センチ程度でしかない。

空気の粘性の働きはこのような薄い層に限られているので、揚力のように翼面に垂直な圧力の効果を説明するときは、この薄い層を無視して差しつかえない。本書でも2章までは実際そのようにとり扱ってきた。

しかし、空気が完全に非粘性だとすると、ダランベールのパラドックスのように、翼には抵抗が働かないという矛盾が生ずる。また翼の迎え角を変えても空気はどこまでも翼に沿って流れて、表面から離れることがないから、失速がおこることが説明できない。そこでこれらの現象を理解するためには、翼の近傍の極めて薄い層についてもう少し精密に議論を進める必要がある。

空気は翼面から眺めると表面では翼に付着し、表面から遠ざかるに従って急速に加速される。翼が空気からうける抵抗は、この速度変化率（正確には速度勾配という）に比例する。これが局部

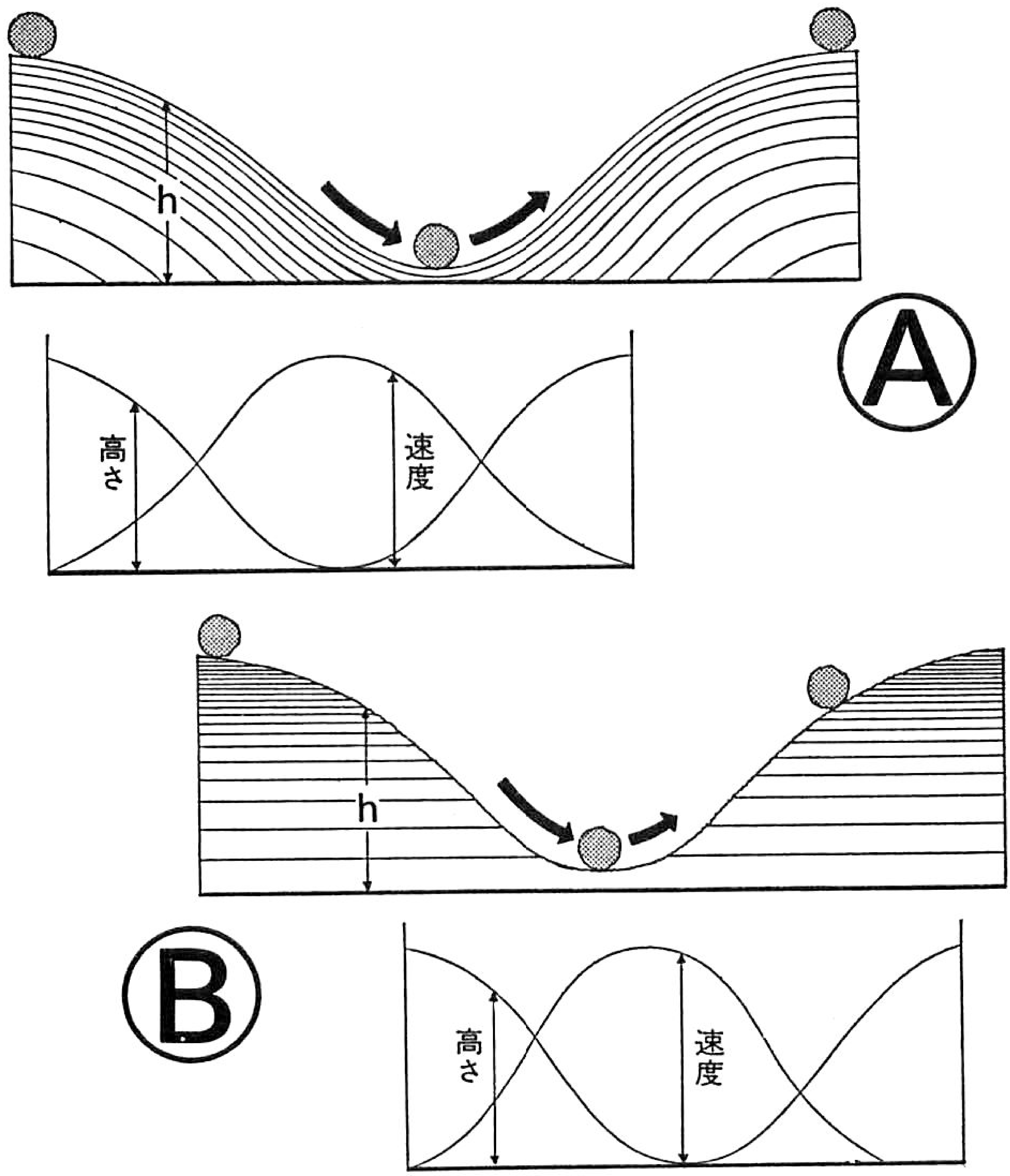
的な摩擦力である。速度勾配は翼面上いたるところにあるので、翼面上の各部分に摩擦が働くが、それを合算したものが翼の摩擦抵抗になる。胴体その他の部分についても同様である。

剝　離

翼の上側の流線に沿う流れを詳しく観察して見よう。図2―8の圧力分布でも見たように表面に沿って後方に進むにつれて圧力が減少する。そこで空気は高圧から低圧の方へと加速されて行き、圧力が最小の位置で最大の速度に達する。さらに翼の後の方では次第に圧力が増加している。したがって空気は翼に沿って流れるために、この圧力上昇に逆らって運動しなければならない。

いまそのようすを図3―12のような坂道を転がる球で説明してみよう。坂の上から静かに球を転がすと、最初の速度はゼロで、それから次第に加速して坂の下では最大速度に達する。次にこの勢いで再び坂をのぼり、次第に減速してもとの高さまで登ったところで、速度がゼロになる。これをまえの翼のまわりの流れの様子を示した図3―10と比べ、球の場合の高低の差を流れの場合の圧力の差におきかえて見ると、速度の変化が同様であることがわかる。

しかしこれは摩擦のない理想的な場合である。もし摩擦があると、球は坂を転がって下りるが、上り坂の途中で速度がゼロになり、もとの高さまで登ることができない。

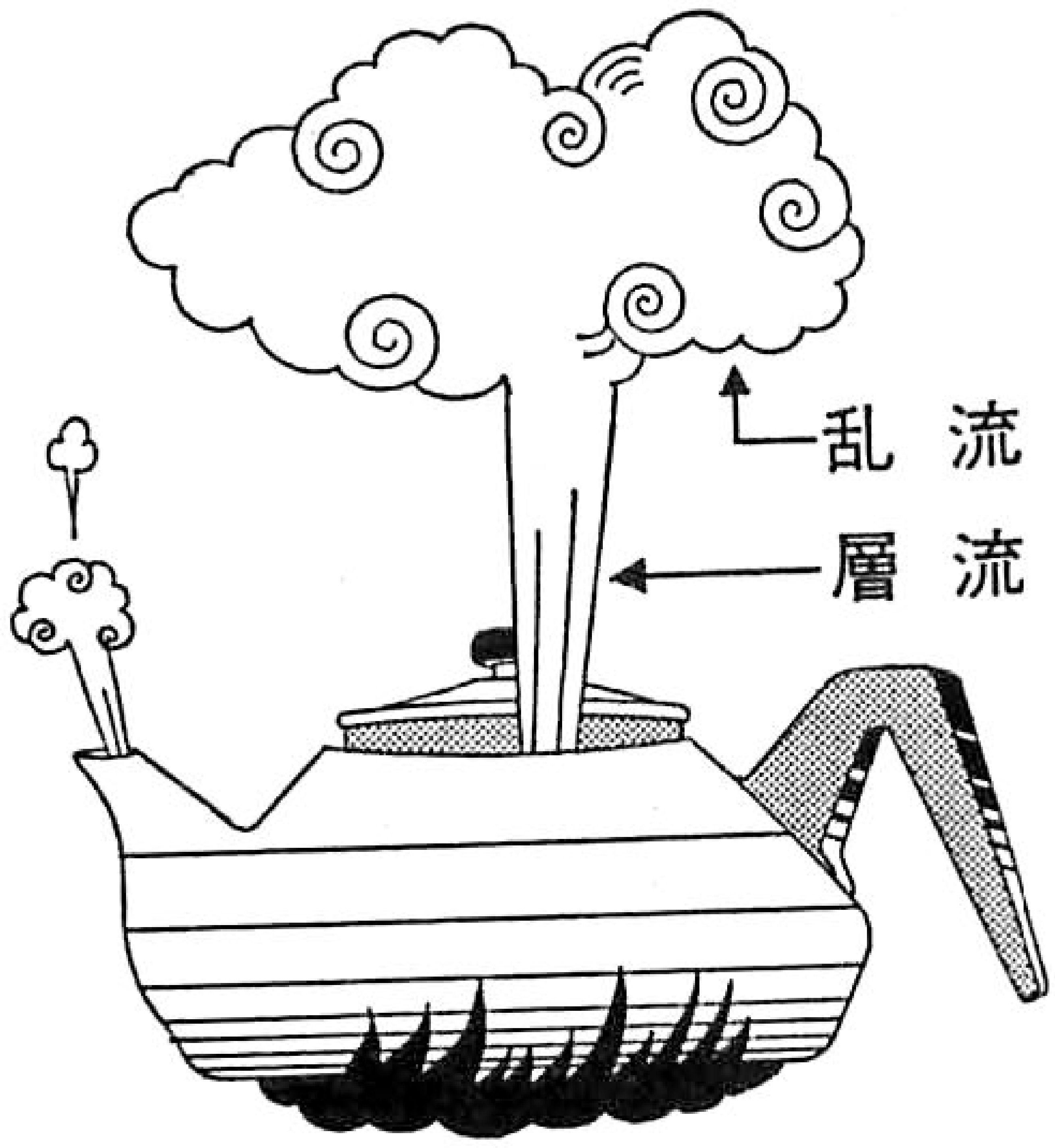


3－12　境界層の剥離

図のような坂道を転がりおりる球を考えよう。なめらかで摩擦がないとすると，転がった勢で再び元の高さまで登ることができる。このときの速度の変化と高さの関係を下に示す。しかし摩擦があると昇り坂の途中で速度が零になり，元の高さまで登ることができない。高さを圧力に置きかえると，境界層の流れもこのようになっている。

剝離と後流

境界層内では粘性があるから、エネルギーが消耗されて、空気が翼の後縁まで表面から離れずに流れたとしても、図に示したようにもとの圧力までに回復することができない。さらに後半の圧力上昇が急であると、後縁まで達することができなくて流れは途中で停止し、表面から離れてしまう。これが流れの剝離（はくり）である。後半の圧力上昇は物体の後方が丸いときの方が急で、尖って細くなっているときの方がおだやかである。いわゆる流線形物体はこのような形になっている。流れが表面から離れると、その後方では複雑な渦の領域ができるが、その部分の圧力は前方の圧力に比べて低い。そこで圧力の高い部分から低い方へと前後方向に力が働くが、これが前に述べたような圧力抵抗である。

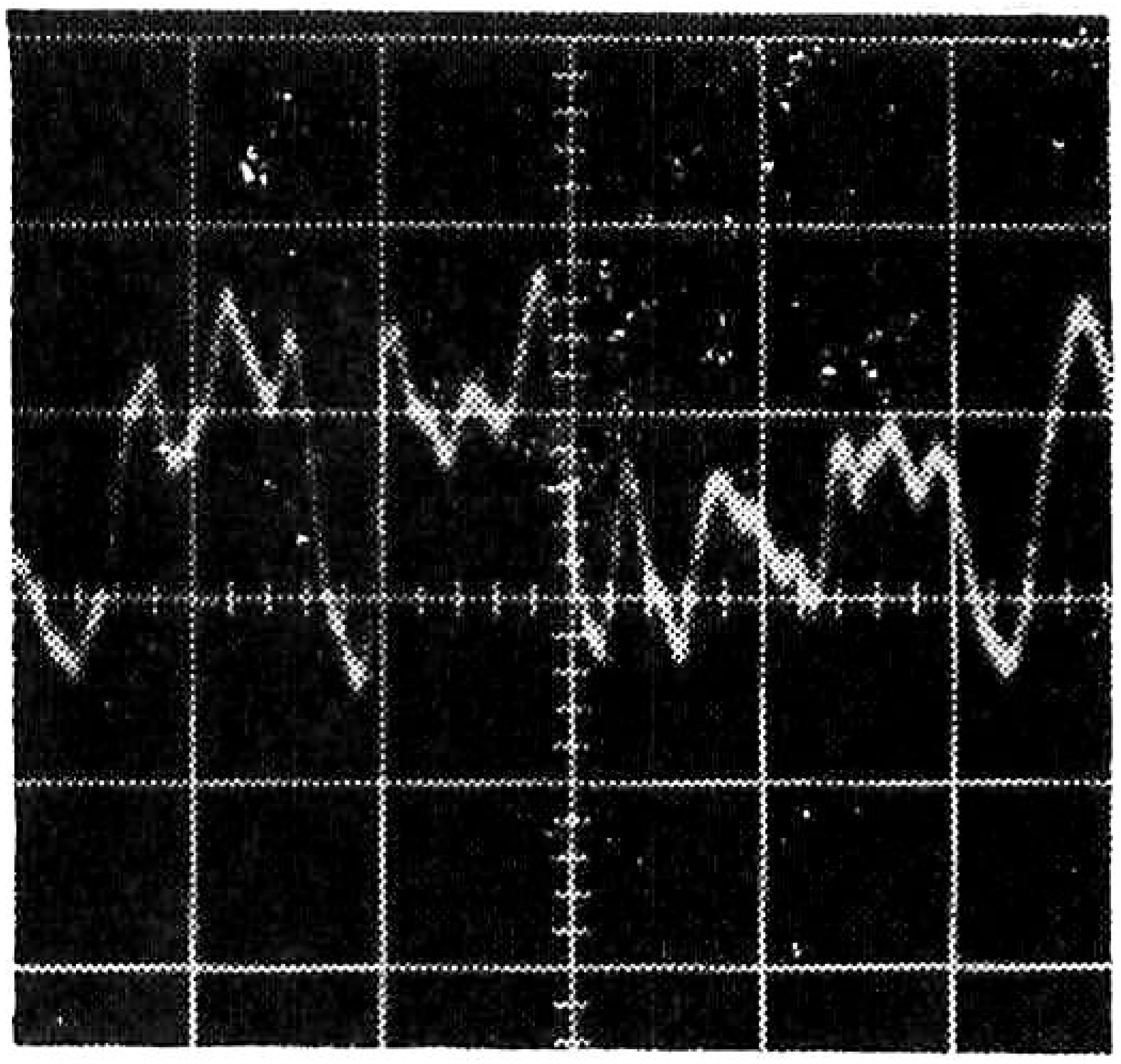


3－13　層流と乱流

翼の迎え角を大きくしたときのようすも同様である。このとき翼の上面は流れの方向に対して丸い形になる。このため前に述べたように、境界層の流れが後縁に達する前に速度ゼロとなり、流線が翼の表面から離れる。

流れの模様

やかんの蓋から洩れる蒸気は、穴に近いところと少し離れたところとでようすがちがう。初めのうちは真っすぐ吹き出すが、その後は周囲の空気と混合して拡がっていく。最初の状態の流れを層流という、このとき空気の粒子はなめらかに流れて、速度の異なる層の間で入り混じることがない。これに反して少し離れたところの流れの状態を乱流という。この部分には大小の渦が不規則に発生して、主な流れの方向に垂直な乱れた



3－14　速度の変動

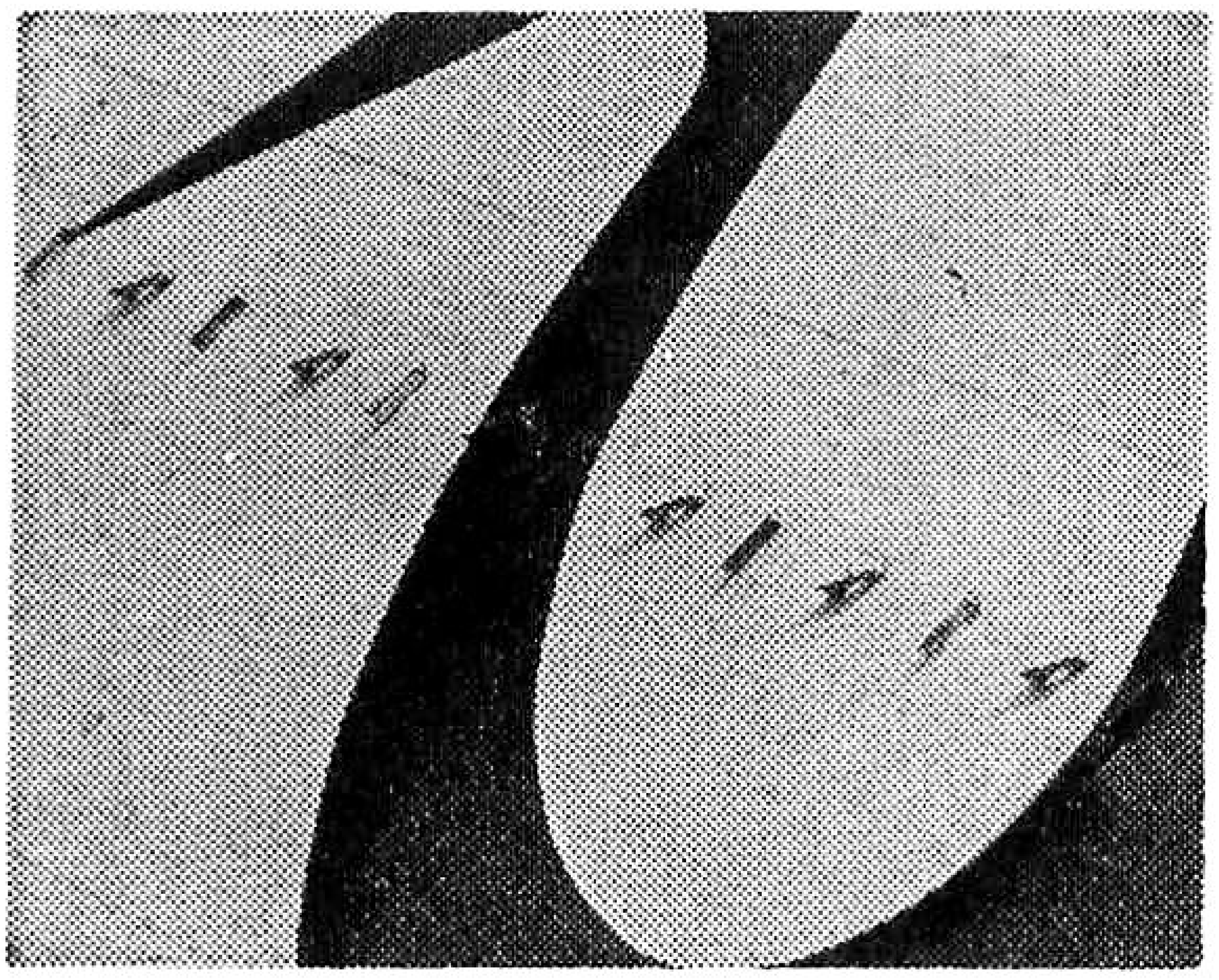
運動を生じ、速度の異なる層の間に混合ができる。

このような流れの模様の変化は煙草の煙や煙突やたき火から出る煙などでも認められるが、境界層の中の流れにも発生する。剝離した後の伴流の中には不規則な渦があることは煙風洞の流線の写真からも認められるが、剝離する以前でも境界層内の流れは翼面の後方では乱流になっている。右の写真は境界層の中で速度変動を電気的に測定したもので、このような乱れが見える。

静止大気中を飛行する物体については、まわりの空気が引きずられて動くようになるから抵抗になる。さらに境界層が乱流になるとその分だけ影響する範囲が広くなるので抵抗が増える。そこで翼面の後端までなるべく境界層が層流に保たれるように工夫した翼型が研究された。これを

層流翼という。戦前から戦中にかけて、東大の航空研究所ではさかんにこのような翼型の研究がおこなわれた。翼の前部を特別に滑らかに製作するのは、できるだけ層流から乱流への遷移を遅らせ、層流部分を大きくしようとするためである。

大きい迎え角になると境界層が翼面から剥離するが、これは図3—10のところで説明したように圧力上昇の影響で、境界層内の運動が息切れ現象となるためである。しかし乱流では外部との間に混合がおこるから、外部からエネルギーが導入されてそれだけ剥離が遅れる勘定になる。



3—15　ボルテックス・ゼネレータ

境界層が早く剥離すると後の伴流の領域が広く、そのため圧力抵抗が増える。したがって境界層の流れの模様と抵抗との関係は微妙である。それは次のようにまとめることができる。

境界層が剥離しないときには層流の場合の方が抵抗が小さい。

剥離するときには、遷移した方が伴流の領域が小さいので抵抗が小さくなる。

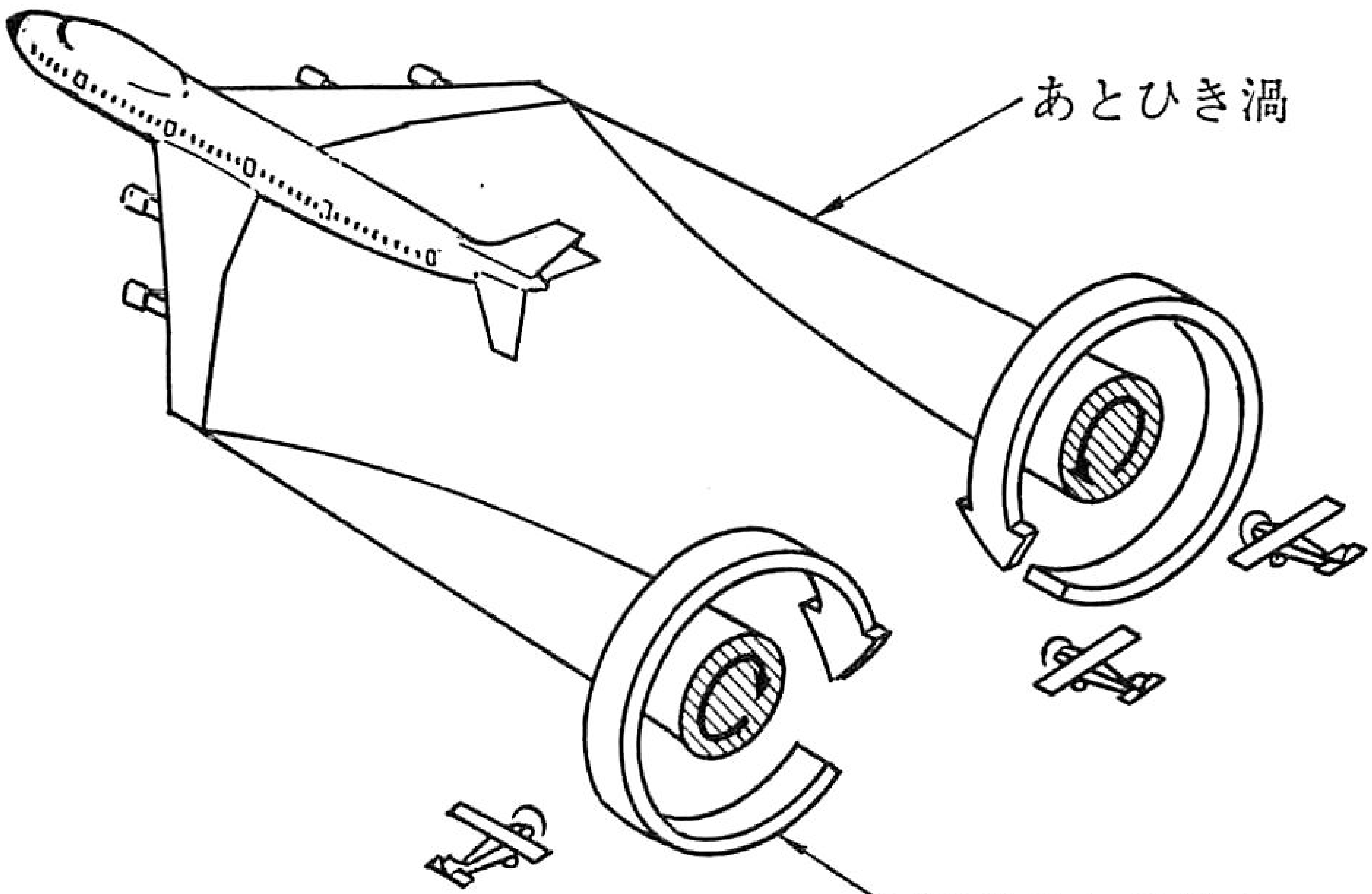
ボルテックス・ゼネレータ

DC―8やB707の主翼の上面には、一部分に図3―15のような突起が作られている。これはボルテックス・ゼネレータ（渦発生装置）である。このようにして境界層の遷移を促進し、剝離によってフラップの効きを悪くすることを防いでいるのである。

しかし折角表面をなめらかに仕上げて遷移を遅らせるようにしているのに、再びこのような装置を付けることはこの苦心を放棄することに等しい。要するに空気力学的設計法が適当でないということになる。

誘導抵抗

主翼に束縛されている渦は、左右の翼端から離れて図3―16のように自由に後方に流れる。この渦は水蒸気を多く含んだ空気の中を飛行するときには見えることがあるが、翼の端に発煙装置を取り付けて飛行すると一層よく見える。この自由渦は飛行機のまわりの流れを変えて抵抗の原因になる。これが揚力に伴って発生する抵抗で、二本の渦の間が狭いほど抵抗は大きくなる。渦を十分に離すためには翼幅を大きくすればよい。グライダーなどが横に細長い翼を持っているのはこのためである。



3－16　後ひき渦

主翼の周囲に束ばくされている循環（渦）は翼端では〝しん〟になるものがないので自由になって，後方に後ひき渦の形で放出される。したがって飛行機の後方にはこのような2本の渦がのびている。この渦をとりまいて流れが誘起される。この渦は大型機になると強くて大きい。そこへ小型機が近ずくと渦に巻きこまれ危険な眼に会うことがある。またこの渦のために飛行機の抵抗が増加する。これは揚力の発生（束縛渦の出現）に伴って誘起される抵抗である。

渦は揚力が大きいほど強くなる。そこでジャンボ機の後方では遠くまで大きな渦が後をひいている。この中に小型機が入ると大きく揺れることがある。この渦を「後ひき渦」と呼ぶ。

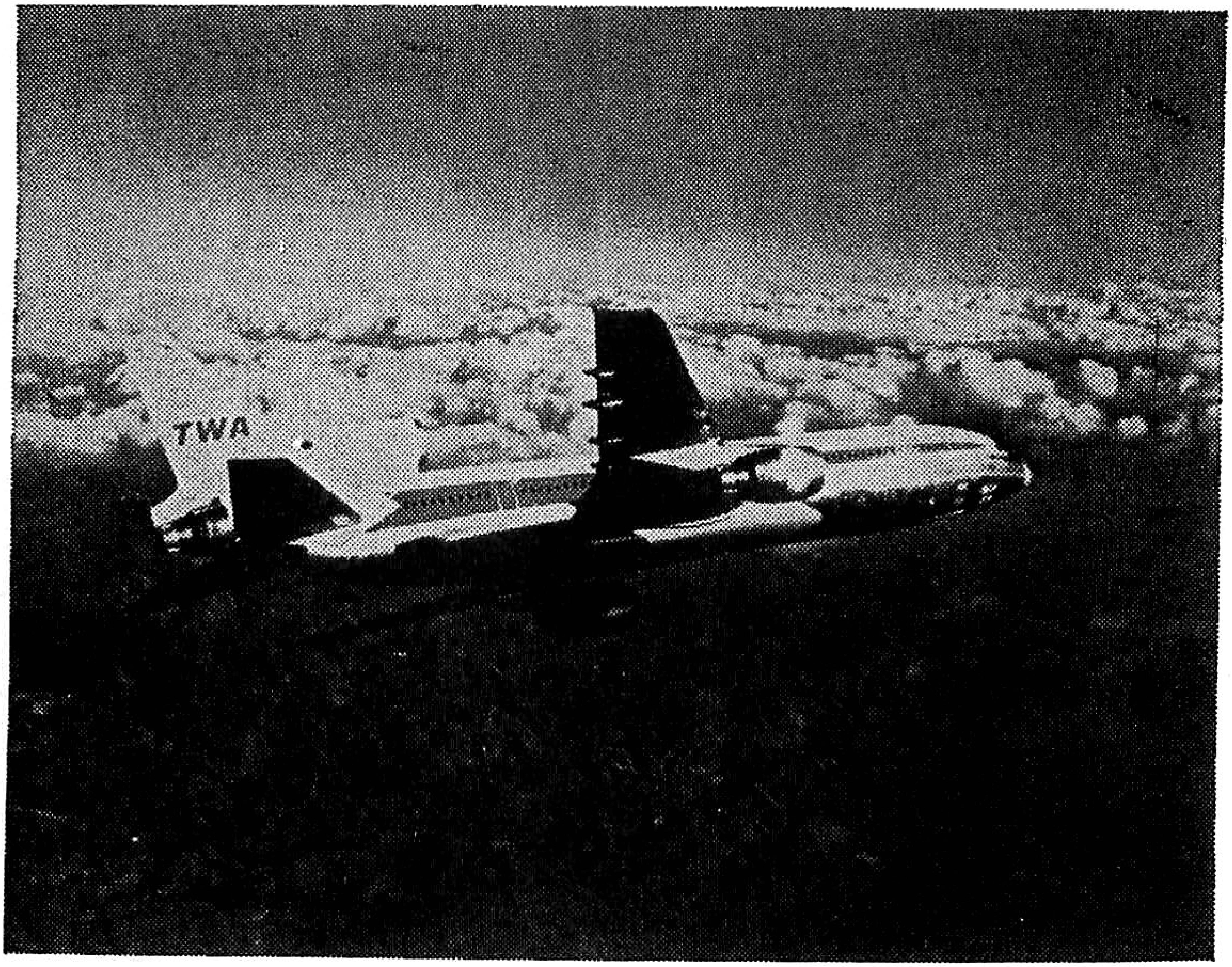
この渦は空気の粘性の影響で次第に弱まる。

エネルギー消費と仕事

飛行機が一定の高度を一定の速度で、いわゆる、定常飛行をしている場合にも、エンジンは絶えず回転しつづけて推力を出している。そのエネルギーは、燃焼による燃料の消耗に見合うように消費されている。ニュートンの力学の第一法則によれば、物体が等速運動をする場合これに働く正味の力はゼロである。よってもし抵抗がなければ、真空中の運動のように飛行機は一定速度で運動するはずである。

しかし真空中では揚力が働かない。揚力の公式には空気密度が関係している。真空で密度がゼロであれば、どんなに速度が大きくても揚力はゼロになる。揚力が発生するのは翼のまわりに渦ができるからであるが、この渦は有限の翼幅の場合に翼端から「後ひき渦」の形で放出される。後ひき渦の中には運動エネルギーが含まれており、その長さは飛行機の前進によって絶えず増えている。

このようにして、定常飛行中でも常に空気に運動エネルギーが加えられている。それは翼が空



3－17　L-1011（トライスター）

ロッキード社製，中・短距離用旅客機，1966年設計，68年製造開始，1970年初飛行，1972年より就航。15,000人の労働者をこの製造に吸収している。1973年に200機の注文があった。エルジンはロールス・ロイス社RB211である。同社の1971年の倒産により一時は完成が危まれたこともある。ワイド・ボデーを採用，DC－10とほとんど同じ性能要目である。現代の航空旅客の増加似向から見てこの種の飛行機が必要であることは明らかであるが，競争が激しくて採算をとることが容易でなかろう。

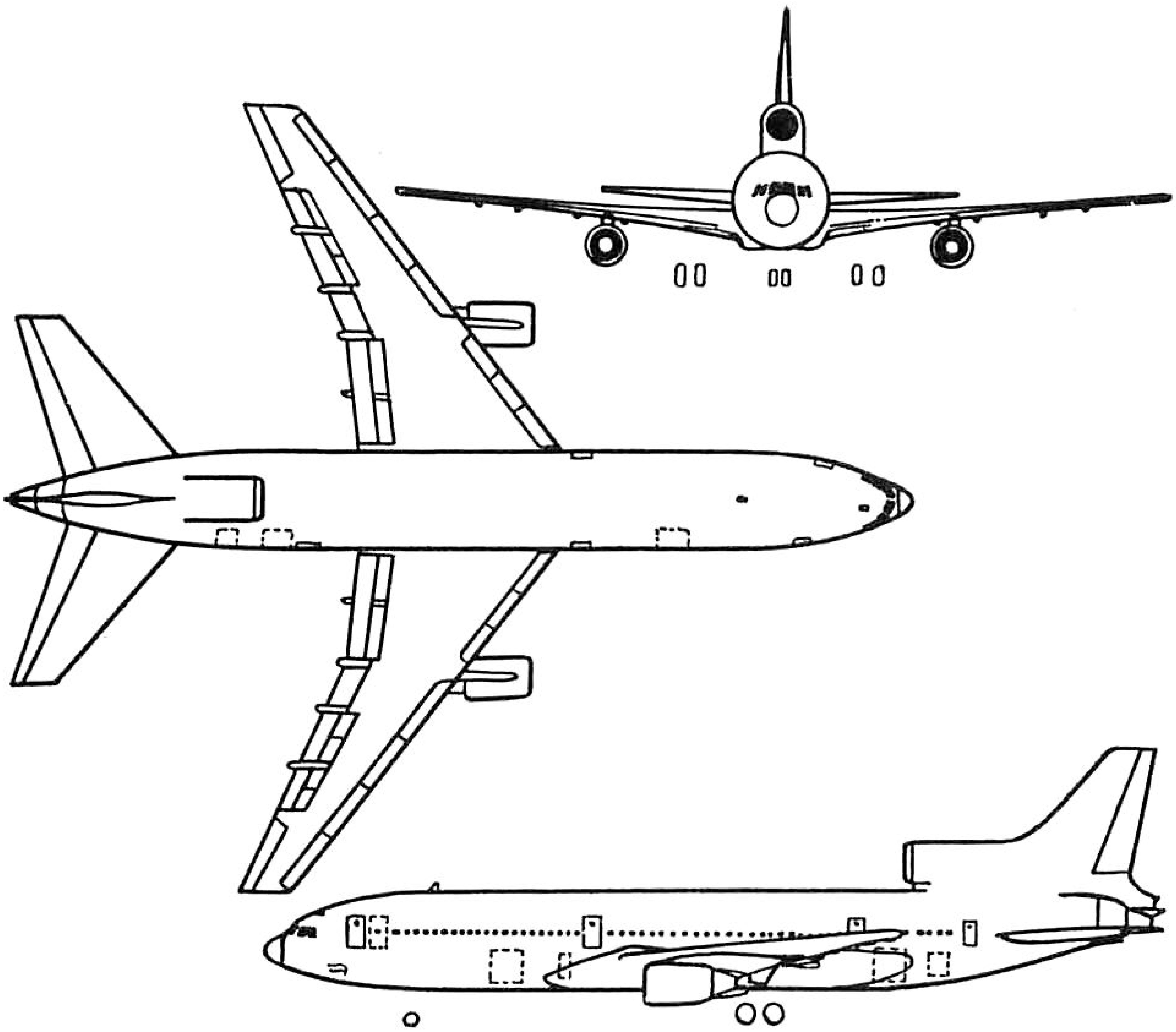
気に対して仕事をしたためであって、仕事を力と距離の積と解釈すると、この力と大きさが等しく、方向が反対の力すなわち反作用が抵抗である。揚力それ自身は運動の方向に垂直であるから仕事はゼロであるが、有限翼幅の後ひき渦の生成によって引きおこされる抵抗は「揚力による誘導抵抗」と呼ばれる。

超音速、あるいは高亜音速で飛ぶ飛行機には超音速の部分から圧力波が発生する。これは静かな水面を進行する船体から発生する波と同様である。飛行機から発生する圧力波は水波と同様に大気中にエネルギーを放散する。このエネルギーは運動する飛行機が空気に仕事をする……すなわちある力を及ぼすことによって補給される。この力の反作用が「超音速造波抵抗」である。

飛行機の、主として胴体の後方には、複雑な渦から構成される後流または伴流(ばんりゅう)の部分がある。この渦の運動エネルギーを補給するに必要な仕事はやはり飛行機が空気に力を及ぼすためである。その反作用が圧力抵抗である。

大気は静止している。その中を飛行機が高速で運動する。空気の粘性のために飛行機は大気の一部分をひきずって進行する。そのために、最初は静止していた空気は飛行機の通過によって運動エネルギーが与えられたことになる。このため飛行機から空気に与えられる力の反作用が摩擦抵抗である。

以上のような抵抗の合計がエンジンの推力に等しいとき、水平方向の合力がゼロになって飛行



3－18　L-1011トライスター要目

主要寸法	全　長	54.35 m
	全　幅	47.34 m
	全　高	16.87 m
	主翼面積	332.00 m^2
重　　量	離陸重量	195,045kg
	搭載重量	41,150kg
乗　　客		345人
主要性能	最高速度	804 km/h
	最高到達高度	12,800 m
	離陸滑走路長	2,371 m
	着陸滑走路長	1,762 m
	航続距離	7,189km
エンジン	ロールス・ロイス・RB 211×3（推力）19,050kg	

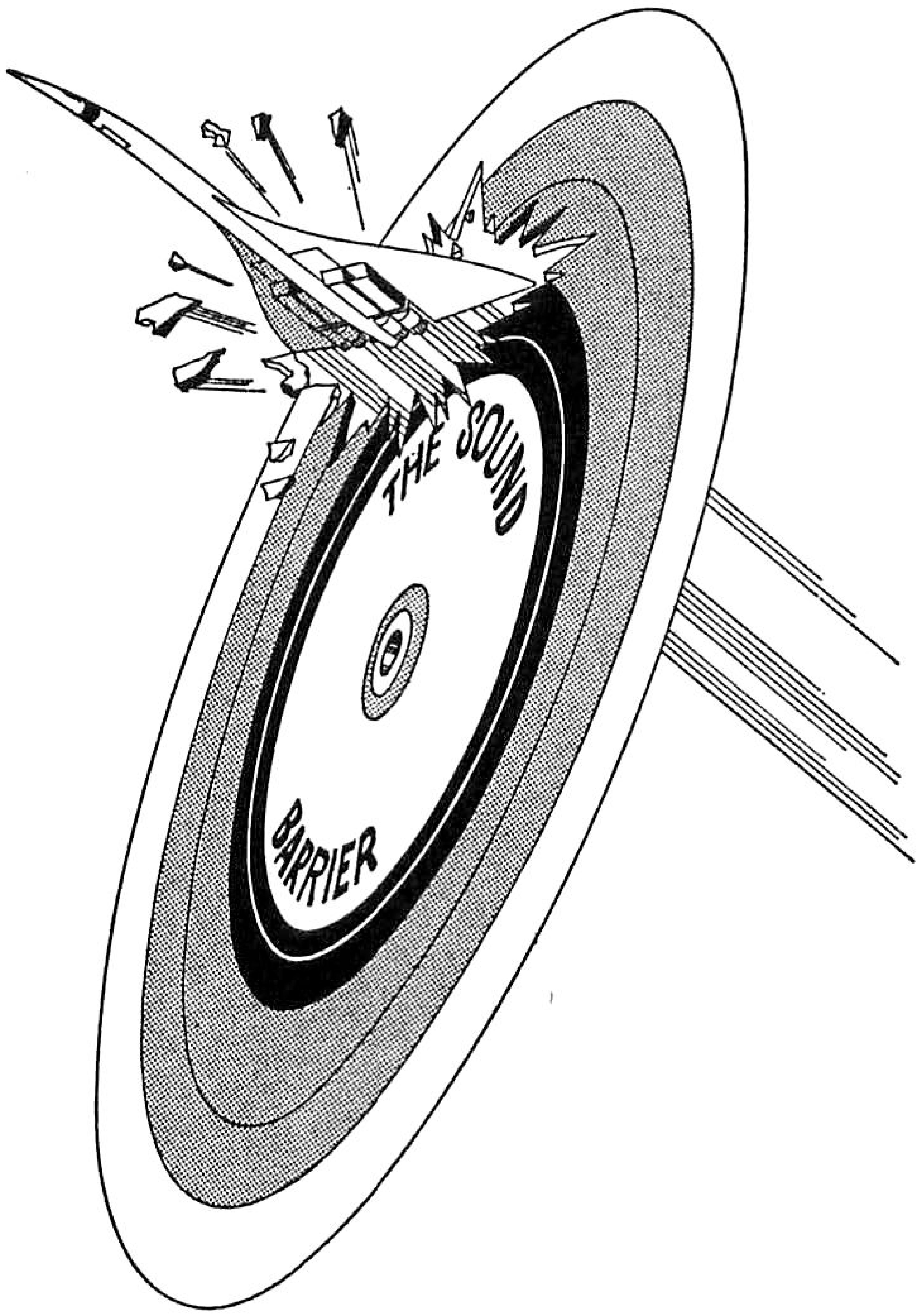
機は水平定常飛行をする。しかしエンジンの推力が抵抗に勝っている間は加速される。また反対に推力が抵抗より小さいときには減速される。

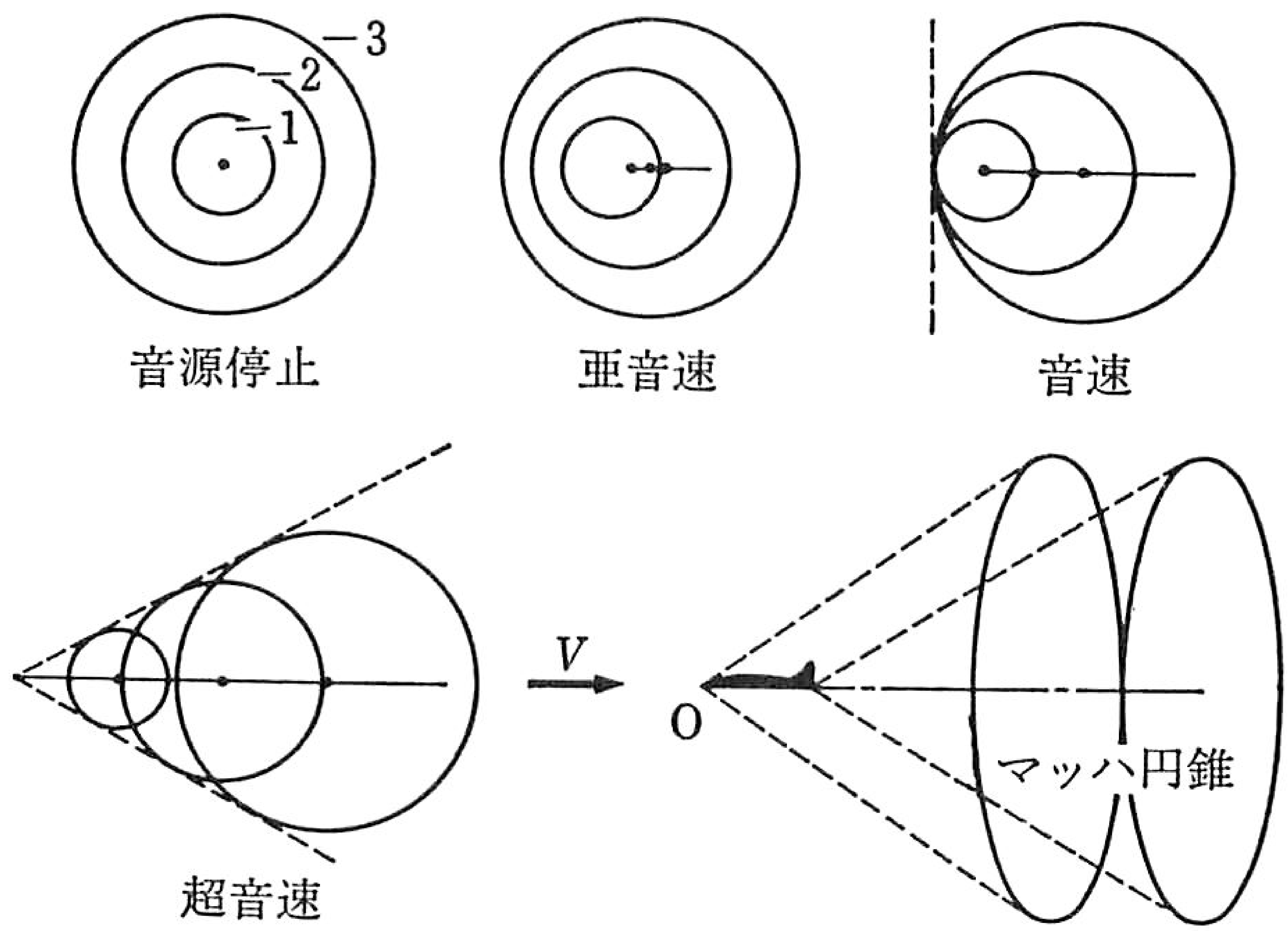
エンジンの推力は操縦者がコントロールできるから、飛んでいる飛行機の速度はパイロットの思うように決められている。エンジンの最大推力のときに達成できる速度が最高速度である。

揚力が重力より大きいときには機体は上昇する。このとき揚力は位置のエネルギーを増加するための仕事に使われる。反対に揚力が重力より小さいときには下降する。飛行機は昇降舵をとることによって姿勢を変え、推力の方向を変化させることによって、空中を上下に進行することもできる。ここでは飛行機に働くいろいろな抵抗を、エネルギーと仕事の関係でもう一度説明してみた。このようなやり方で、飛行機に働く空気抵抗のすべてを説明することもできる。

エンジンが強力でその推力が重力に勝っているときには、揚力がなくても上昇することができる。このときには主翼は必要でない。そのような飛行機は地上から滑走なしで垂直に飛び上がることができる。このような飛行機については6章で述べよう。

4 音の壁





4—1　マッハ波面

姿は見えても音は聞こえず

毎秒一回ずつチンチンと音を出す音源が直線上を進むと、三秒まえに出た音波は半径約一〇〇〇メートルの球形波面に拡がり、二秒まえの音波は約七〇〇メートルの波面、一秒まえの音波は約三四〇メートルの波面に拡がる。そこで波面は、音源の進行速度が亜音速のときと超音速のときとで違ってくる。すなわち超音速では音源が球形波面の外に出ており、もし連続的に音が出るとすると、波面は相集まって円錐状に拡がる。これをマッハ円錐という。ジェット機が超音速で頭の上を水平に飛行するとき、もしマッハ円錐の外側に立っていると、飛行機を見ても音は聞こえないことになる。

マッハ円錐の頂角は飛行機の速度が速ければ速

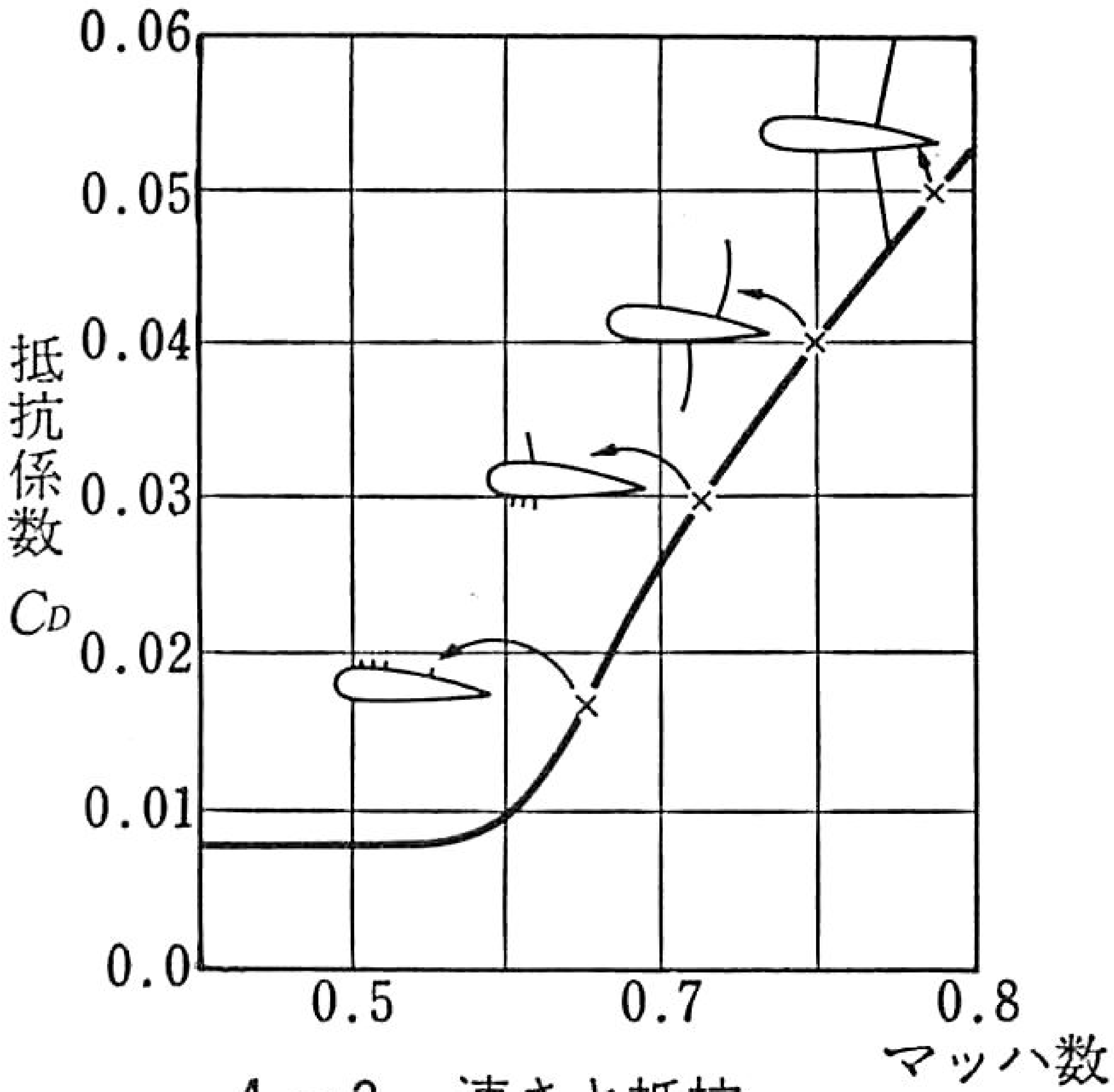
い程小さい。

右の図に示したように、高速流れでは、亜音速と超音速とで流れの特性が大きく異なる。

越えられない壁

音は、圧力波となって空気中を伝播することはよく知られている。その速さは毎秒三四〇メートルで、音速といわれる。飛行機の速度が次第に速くなってくると、飛行機の翼や胴体のまわりにできる圧力が次第に大きな値になるのは前にも述べたが、この圧力は音波の速さで空気中を四方八方に伝わる。しかし、飛行機の速度が音の速さに次第に近づいてくるといろいろな障害がおこるので、これを我々は音の壁と呼んでいた。

最初にこの問題がおこったのは第二次世界大戦前のことである。その頃の飛行機はすべてプロペラ機であった。飛行機はプロペラを回転させながら空気中を前進するのだから、プロペラ先端の速度は、回転速度と飛行機の前進速度とを合成したものになる。そこで、飛行機の速度は当時まだ音の速度まで達していなかったけれども、すでにプロペラの先端では音の速度に近いところまできていた。このような速さになると、急にプロペラの効率が悪くなる。すなわち、プロペラの推力がでなくなってしまうのである。それは揚力がそれほど大きくならないのに、一方で抵抗が急に増大するため、エンジンの回転力がおおかたそれに消費されてしまうからである。



4－2　速さと抵抗

図4－2は、飛行機の姿勢を大きく変えないで速度だけを増大したばあいの、翼の抵抗係数の変化を示したものである。この時、飛行機の前進速度と音の速さとの比をマッハ数とよぶが、マッハ数が一より小さいことは音の速さの方が飛行機の速さよりも大きいことを示し、マッハ数が一より大きいことは飛行機の速度が音の速さよりも大きいことを示している。前者を亜音速、後者を超音速という。

この図をみると、マッハ数が一に近づくと急に抵抗係数が増大することがわかる。都合の悪いことはそれだけではなくて、揚力係数が低下し、モーメント、すなわち、圧力の不釣り合いによって頭を下げたり頭を上げたりする力、更にいいかえれば、重心のまわりの回転力が変化するために、飛行機の操縦が極めてむずかしくなってくる。

このような困難があるために、昔の航空の専門家は、音の壁を超えることは実際上はできないものと考えていた。ところが、ジェット・エンジンが完成して大きな推力が得られるようになったために、飛行機はこのような音の壁の困難を通りぬけて速度を上げることができるようになっ

た。

衝撃波を見る

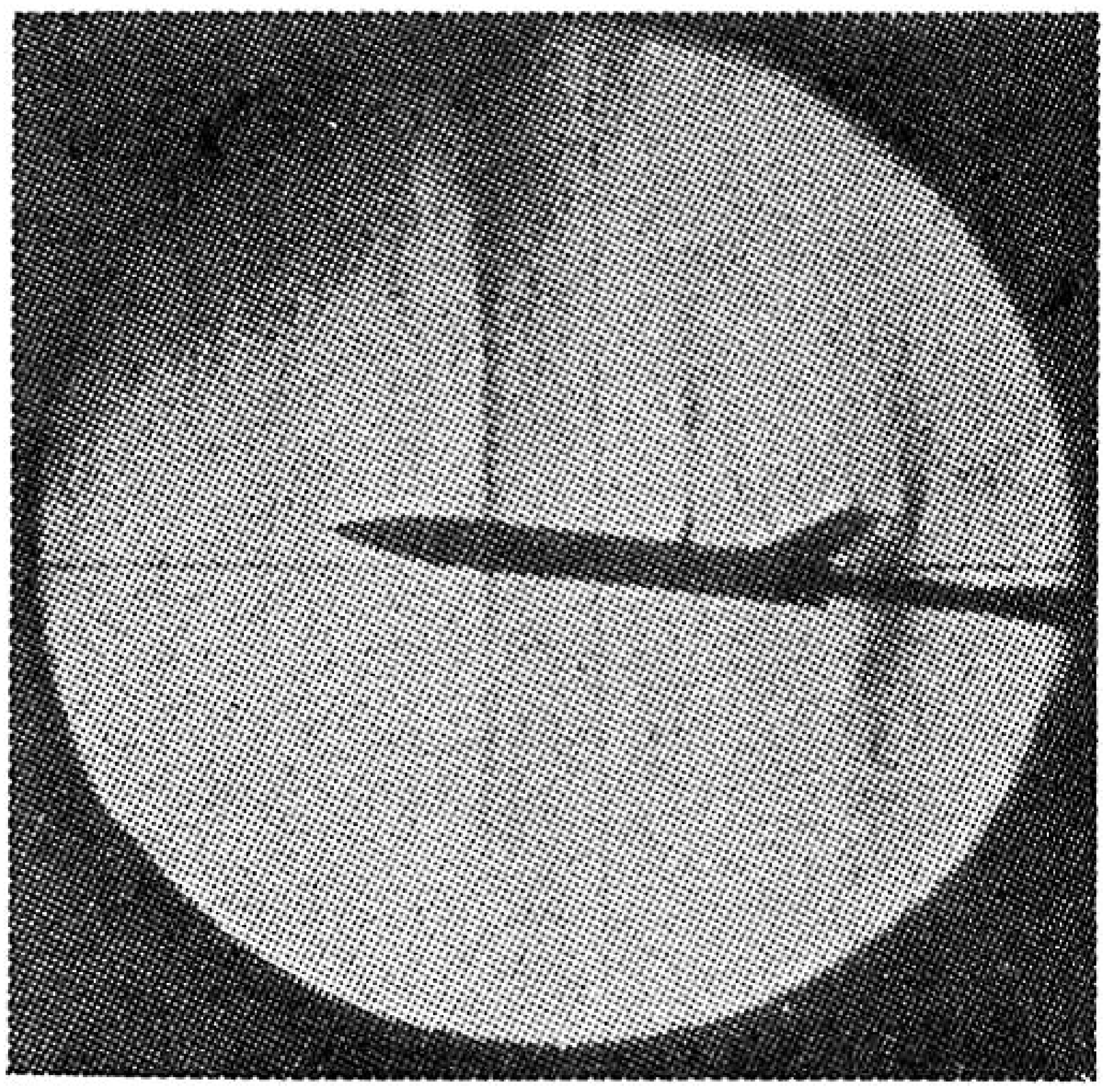
この音の壁がおこる現象はやはり風洞実験で確かめることができる。写真4—3は飛行機の姿勢を変えないでそのまわりの気流の速さ、つまり、マッハ数を次第に上げていった時に翼のまわりに発生する衝撃波を写真にとったものである。すなわち、マッハ数が〇・七付近までは翼のまわりの流れはほとんど変化がないが、マッハ数がそれ以上になって〇・八程度になると、翼の上面に強い衝撃波が発生していることが写真からわかる。また、同時に翼の下面にも同じような強い衝撃波があらわれている。この衝撃波はきわめて薄い面であって、それを通過すると空気が急に圧縮され、同時に速度が低下するような流れである。

このような衝撃波は音波よりも強い圧力の変化によっておこるものであって、この風洞実験は前にも述べたように翼を静止させておいて、そのまわりに高速気流を流した時に撮影できるものである。

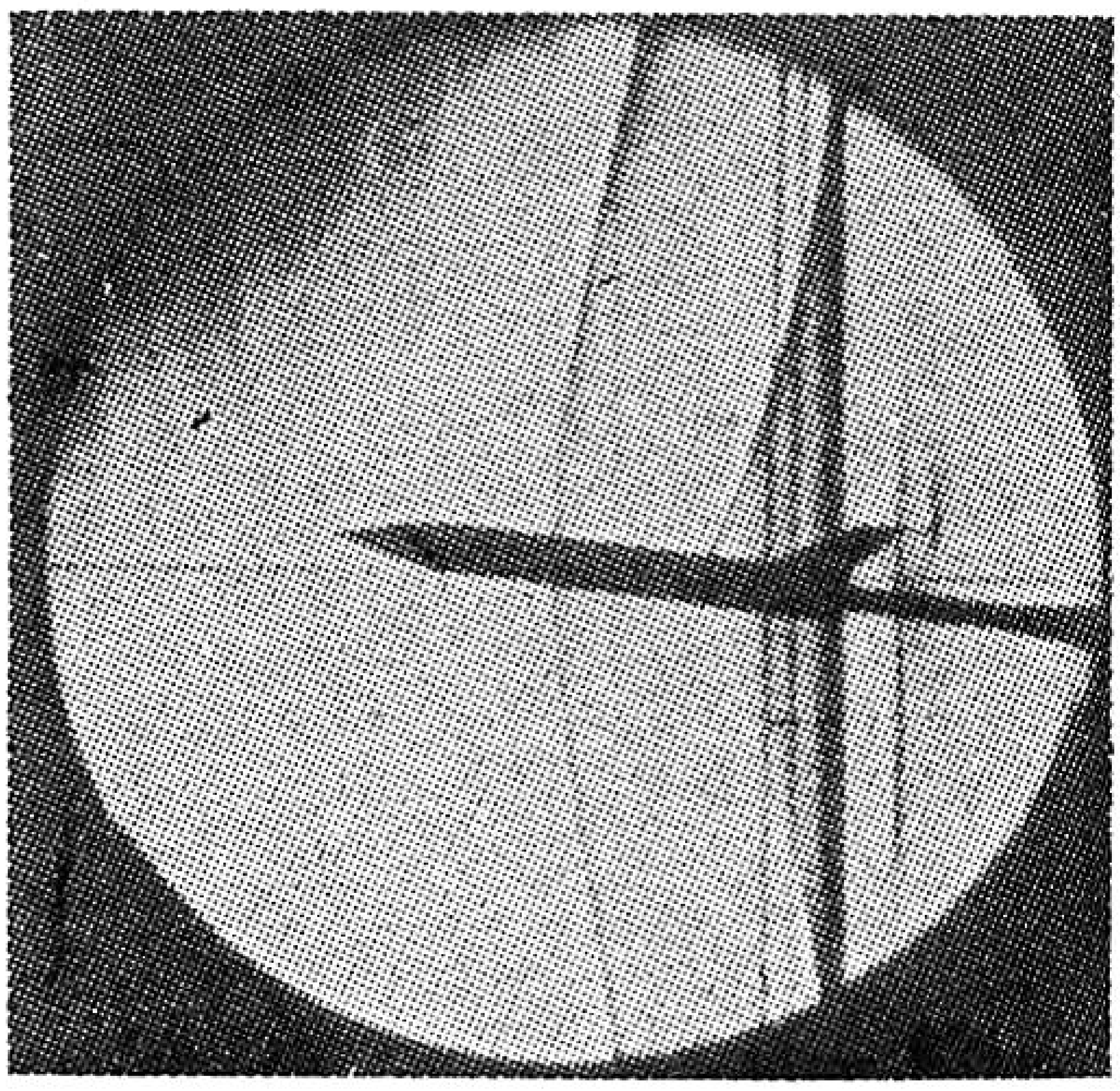
衝撃波は極めて特別な場合を除いては肉眼で見ることはむずかしい。衝撃波の前後では空気の密度が大きく違うので、この波面で太陽の光線が屈折、または反射をするために、衝撃波は時にはガラスの塊の中にあるひびのように光って見えることもある。さらに、衝撃波を通過すると温

4－3　ジェット機の風洞試験

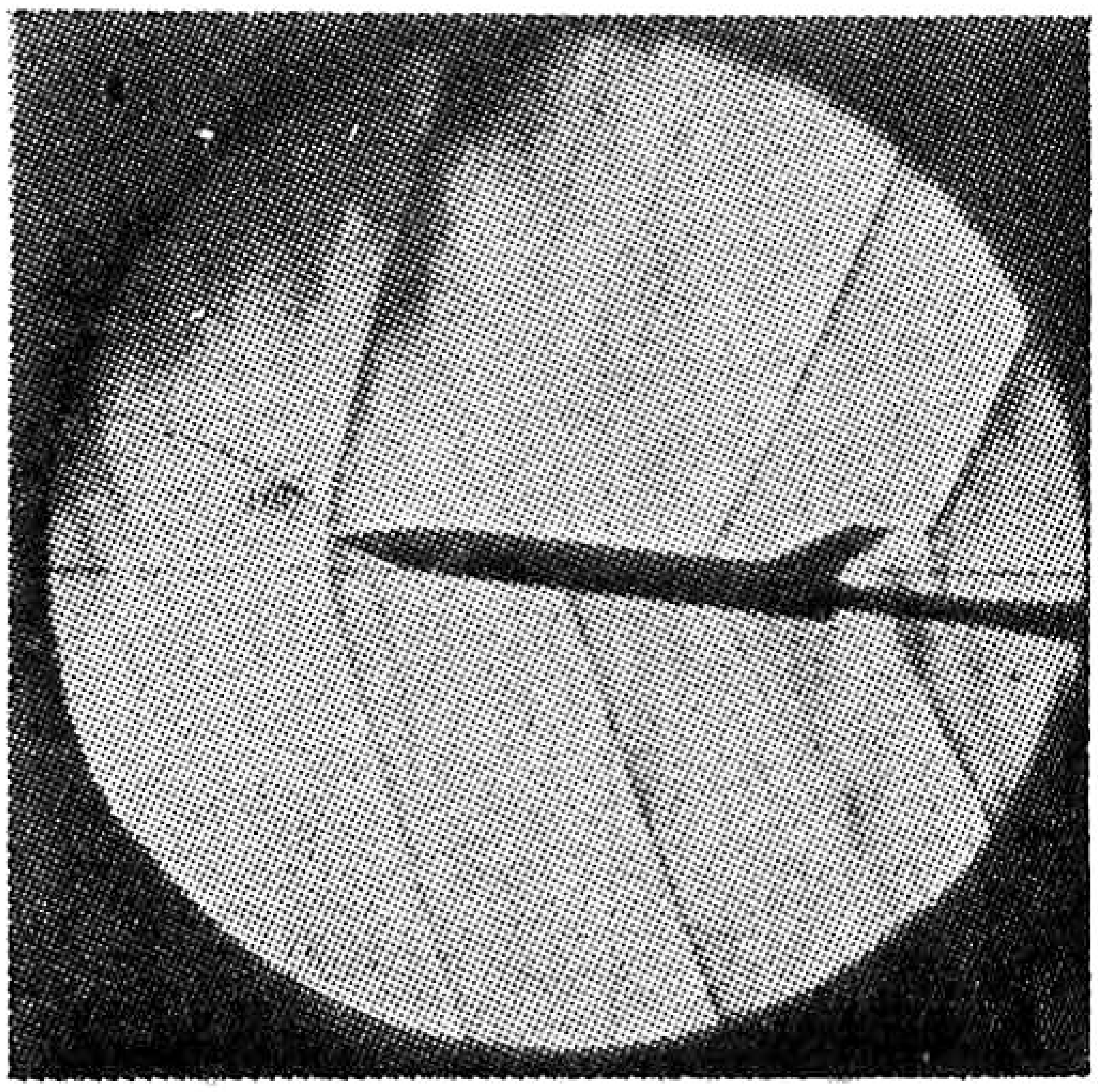
高速飛行機の模型を高速風洞の中で実験し，気流速度を変えて衝撃波の発生を撮ったもの。



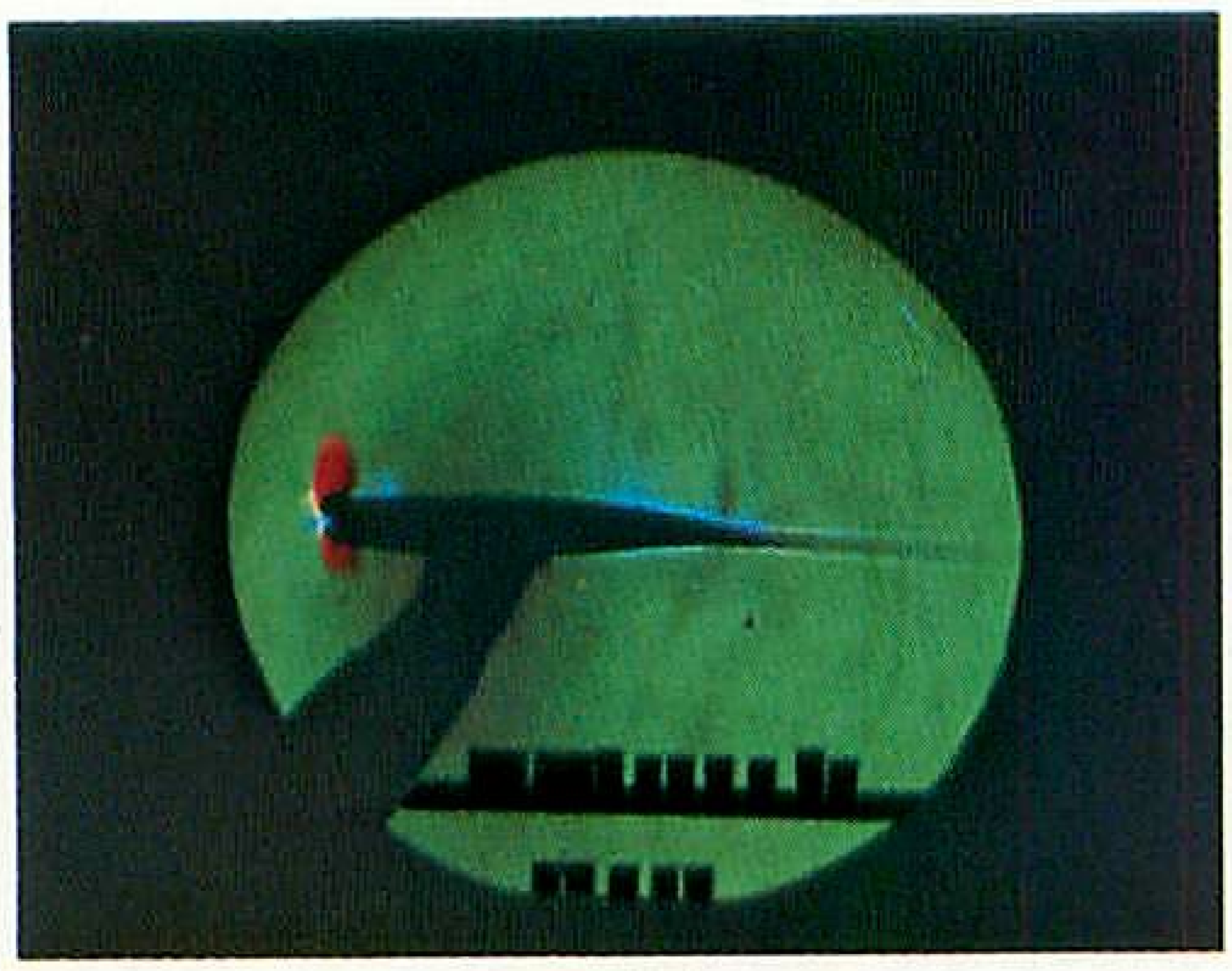
①胴体の中部で衝撃波が発生していることがわかる。マッハ数0.98。



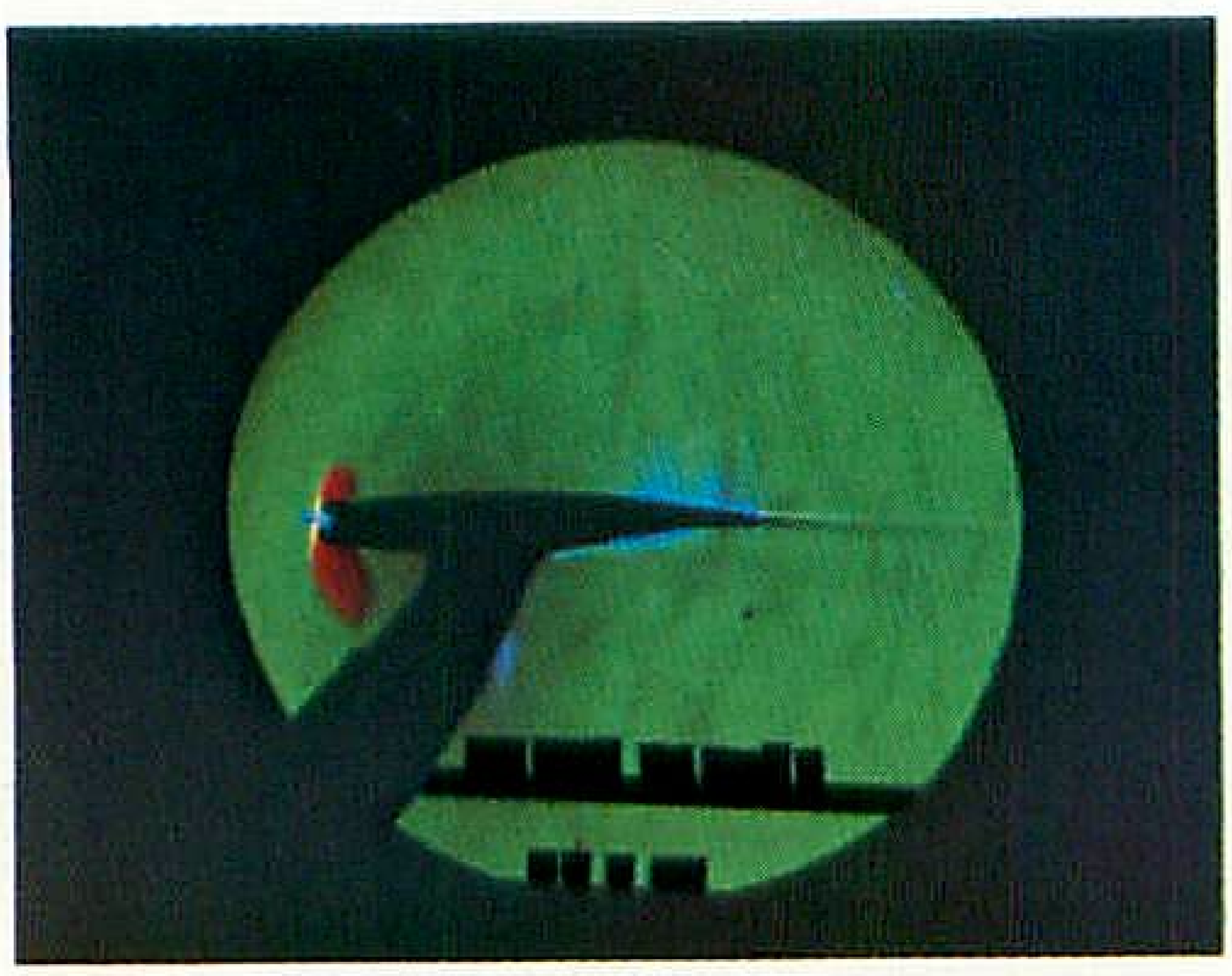
②衝撃波がしだいに成長し風洞の壁に達している。尾部の付近の流れが複雑である。マッハ数1.00。



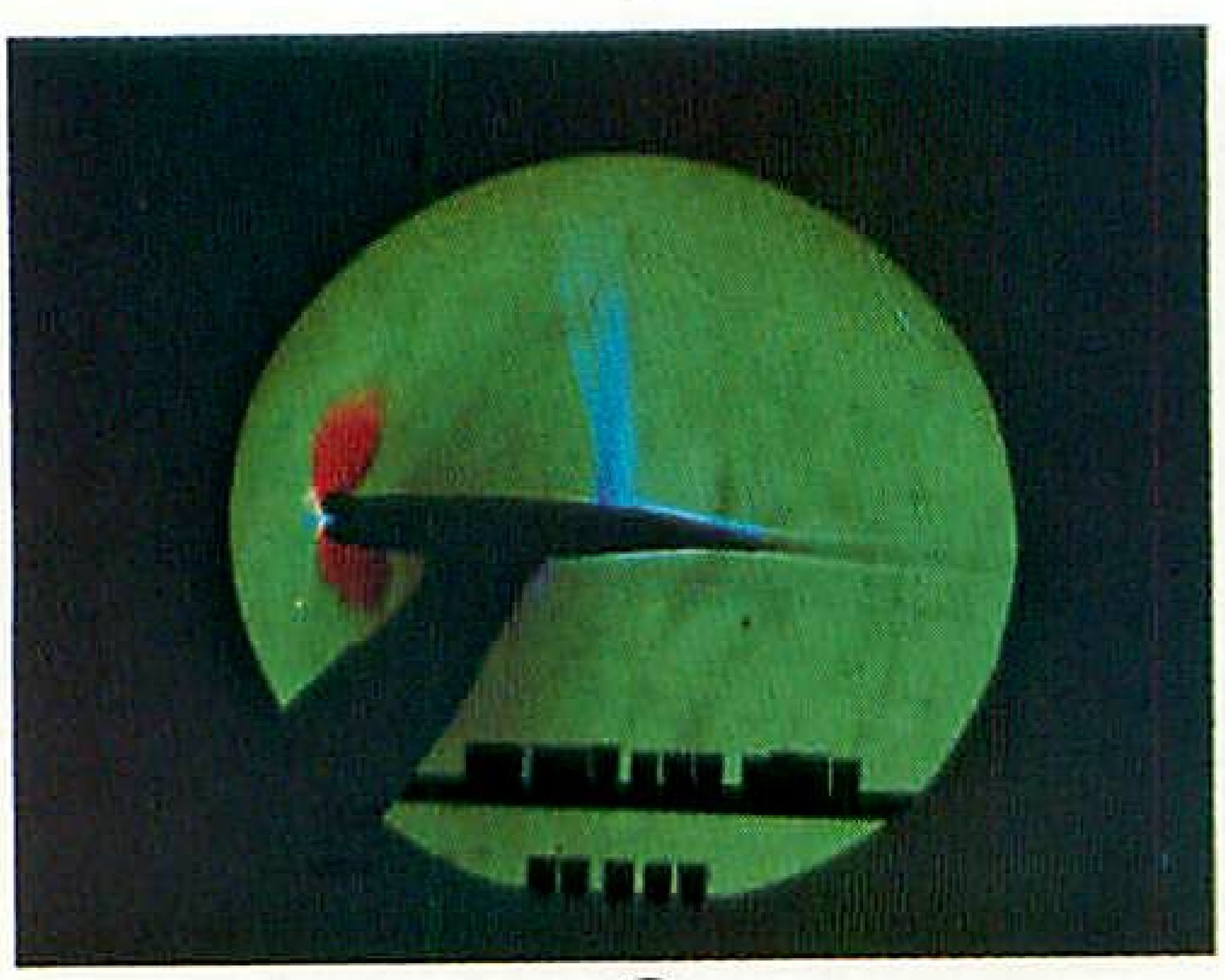
③さらにマッハ数を上げて超音速にすると衝撃波を伴う流れはかえって単純になる。マッハ数1.08。



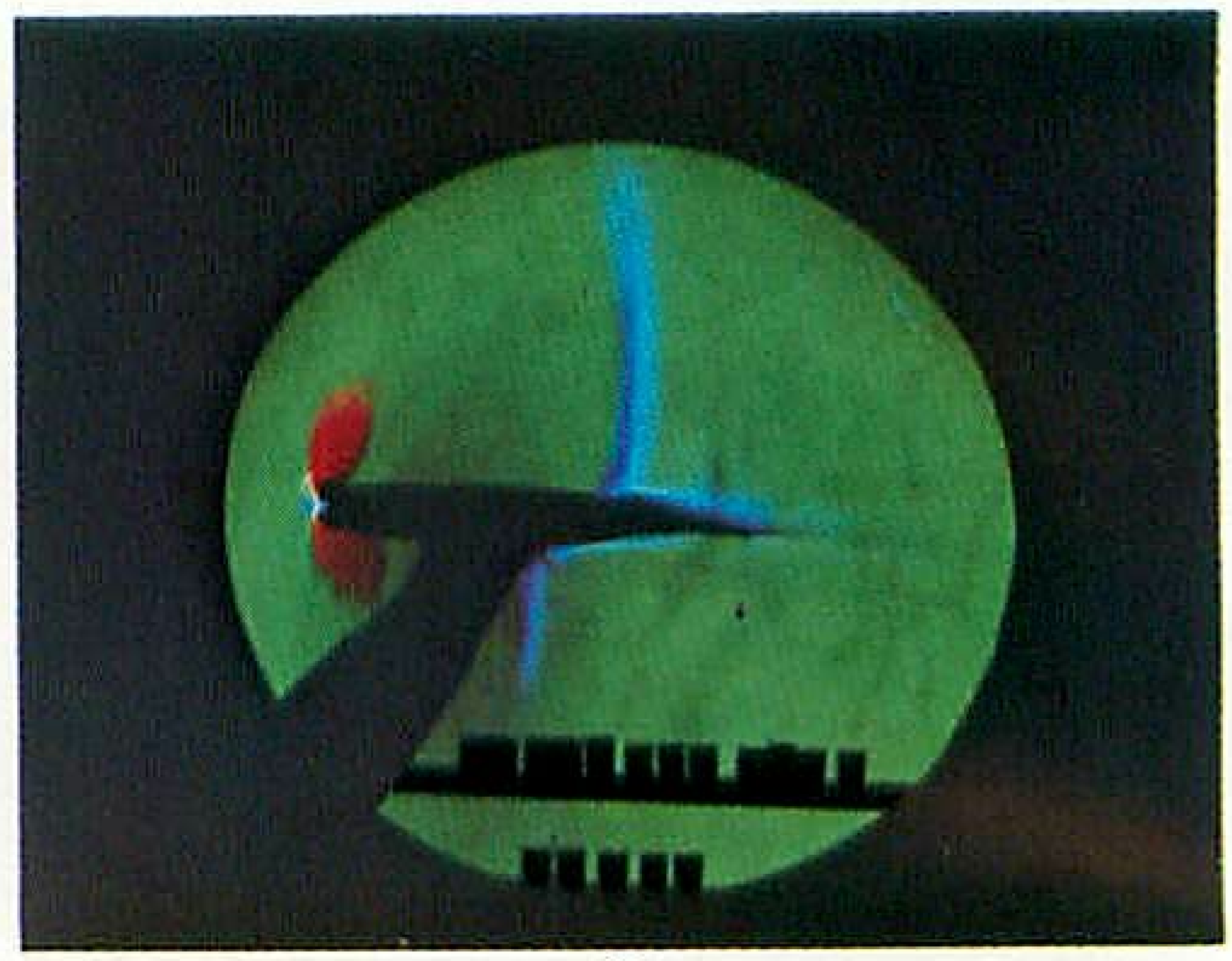
①



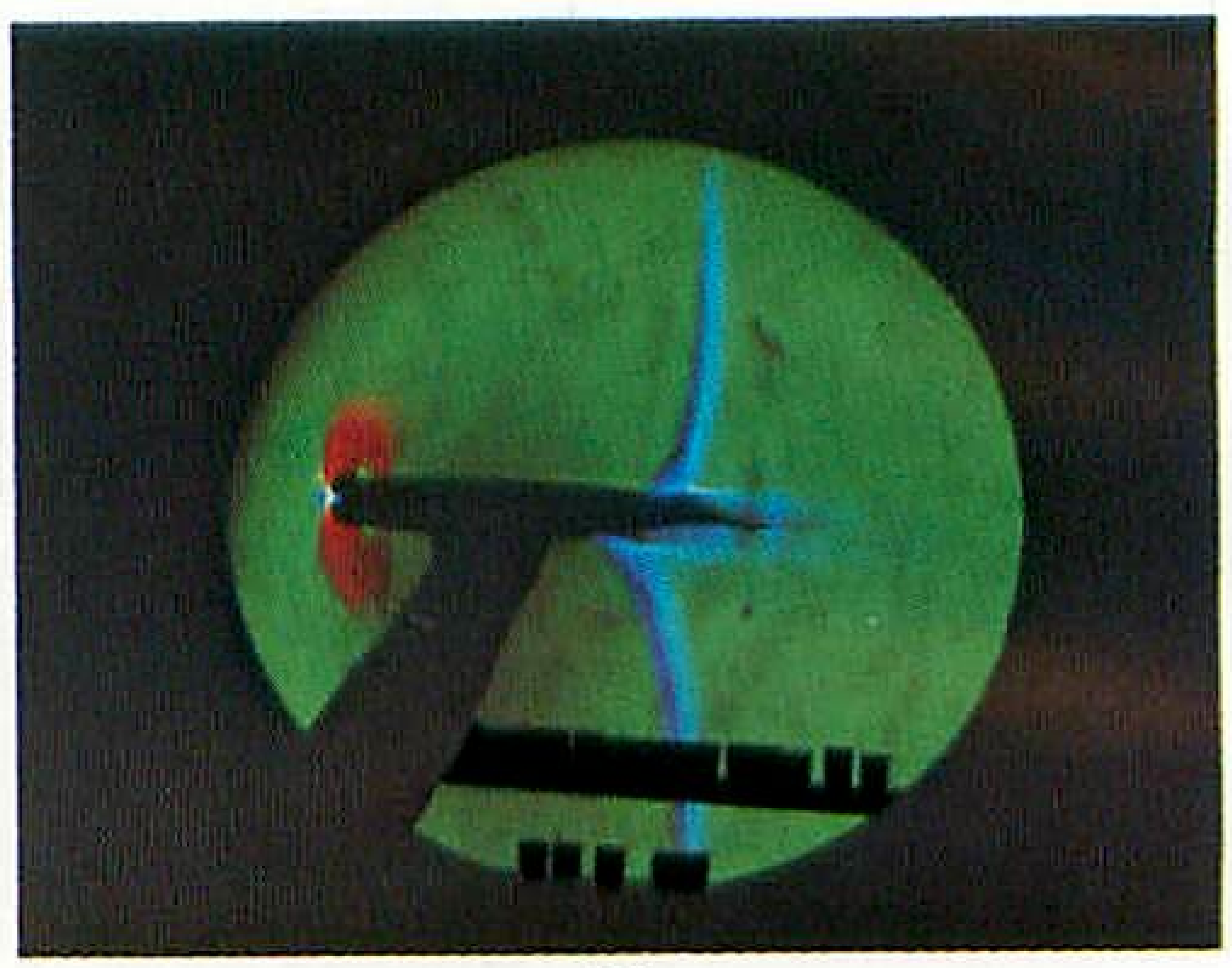
②



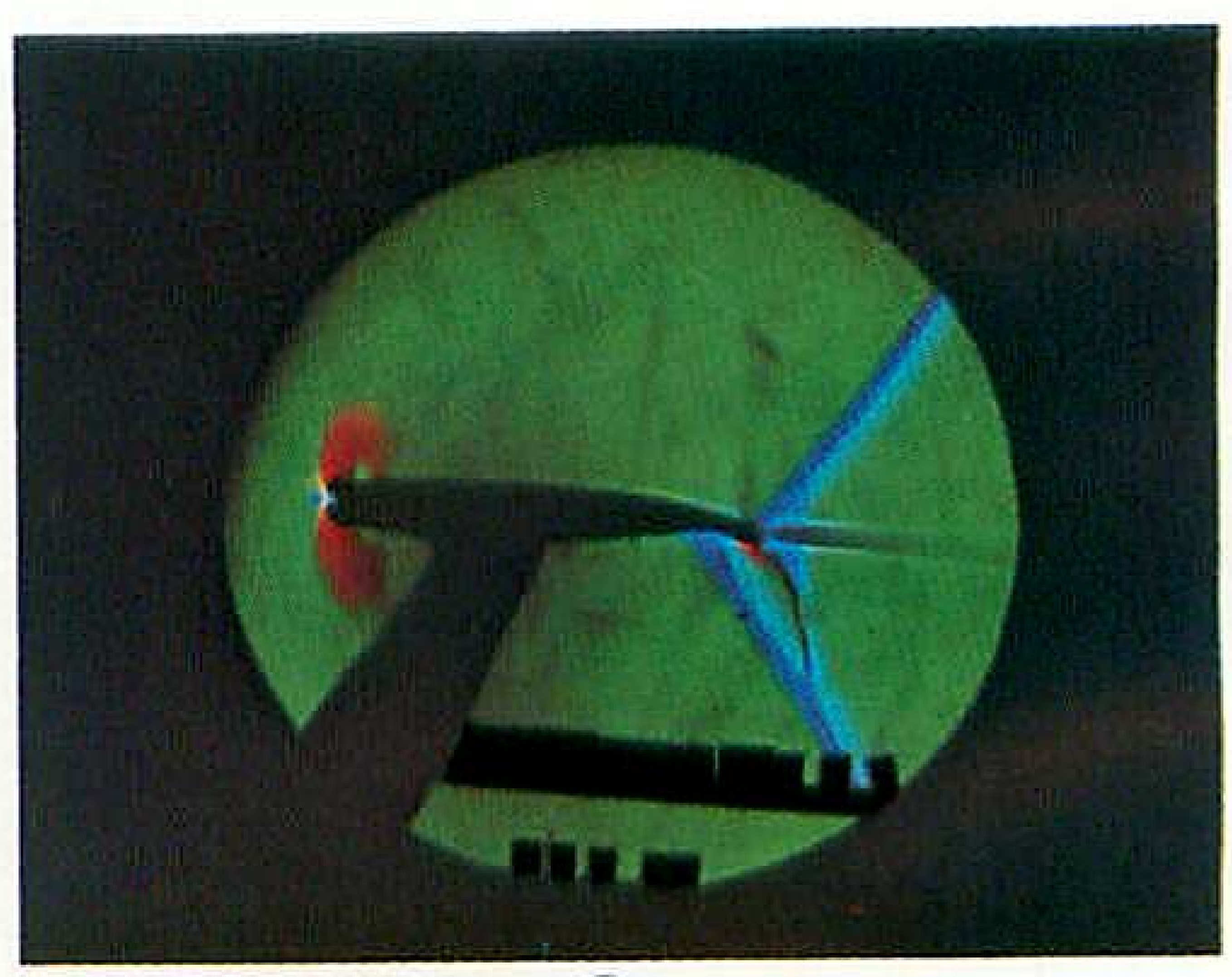
③



④



⑤



⑥

衝撃波を見る

空気の密度に変化があると屈折率が違ってくるから，そこで分光した光を細い隙間を介して写真にとると，密度の変化がカラーで写る。赤いところは膨張，青は圧縮である。番号順にマッハ数が0.6，0.7，0.75,0.8,0.85,0.9である。衝撃波が0.75で現れ,速度とともにしだいに強くなるのがわかる。

度が変化するために、湿った空気中では霧が発生して衝撃波が黒ずんで見えることもある。旅客機の窓から翼の上面を見ていると、衝撃波が発生した場合にそこにかげろうのように衝撃波が見えることもあるという。

いずれにしても、肉眼で見えるのは極めて稀であるが、シュリーレン写真という特殊な方法で、簡単に言えば影絵をとれば、光の屈折率が違うためにはっきりした影が映るのである。すぐ前に挿入したカラー写真では、光の屈折率が違うために色が変化して、圧力の高いところが青く、圧力の低い場所が赤く写っている。翼面上に見える青い弧が強い圧縮を示す衝撃波である。

衝撃失速

もし衝撃波が発生するとそれ自身大きなエネルギーを吸収するので、抵抗が増加する。そればかりでなくて、衝撃波の後では圧力が高くなるために流れが翼の表面から剝離し、ちょうど低速における失速のような現象を示す。これを衝撃失速（ショック・ストール）と呼ぶ場合がある。

衝撃波の発生は翼全体の進行速度がまだ音の速度よりも小さいうちに発生する。これは後でも述べるように、翼の彎曲している部分では局所的に音速を超える場所が生じるからである。したがって衝撃波が発生するのは必ず局部的な速度が音速を超える場所、すなわち、超音速領域においてである。

飛行機の速度が音の速度を超えるようになると、翼上面だけではなく、もちろん、機体の各部分から強い衝撃波が発生するようになり、そのために揚力が低下し抵抗が増加する。また、モーメントが変化するために飛行機の釣り合いがかわり、時には安定を失って危険な状態に陥ることがあるのは前にも述べたとおりである。

ピーキー翼

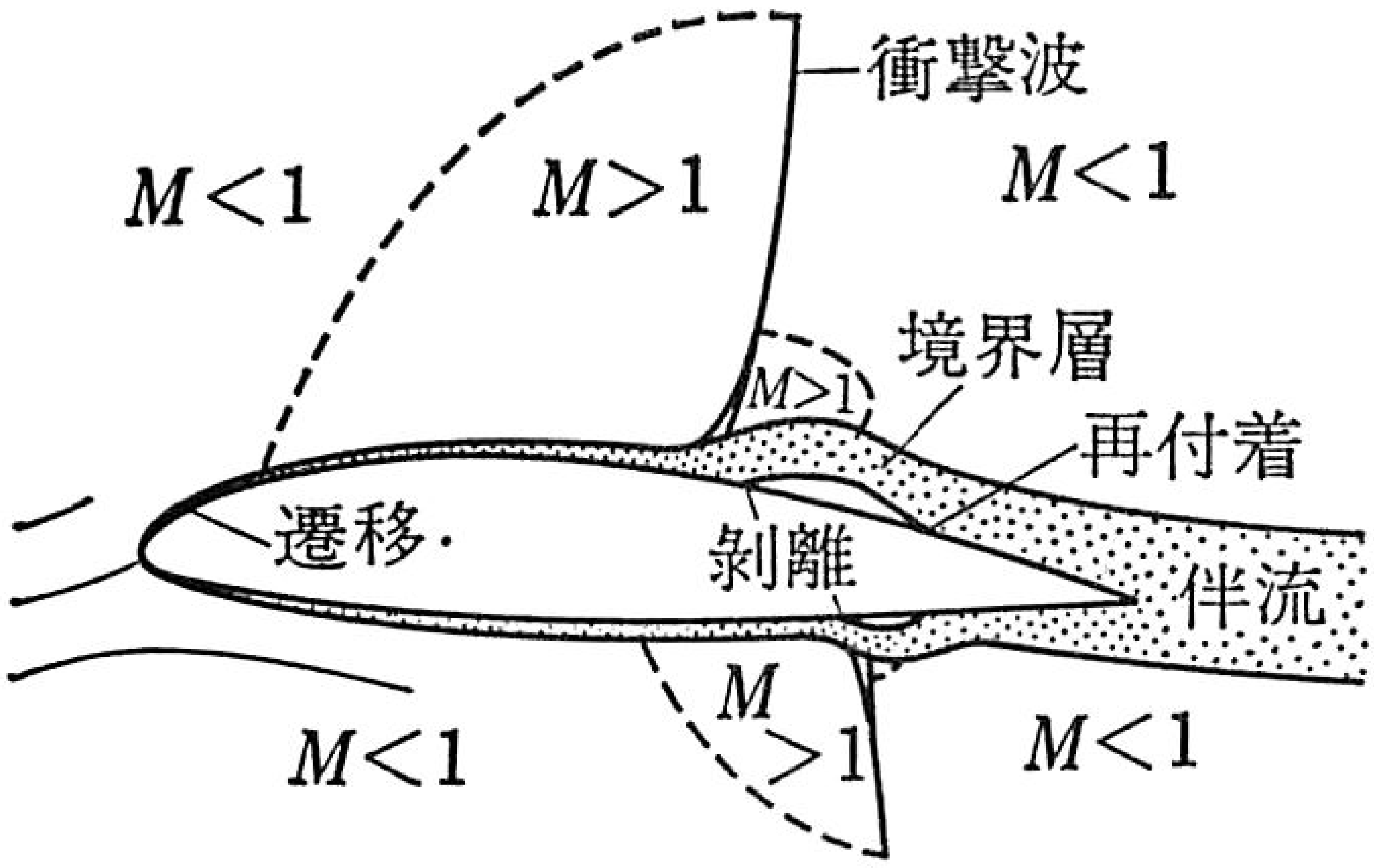
しかし衝撃波の発生ができるだけおそくなるような翼を設計することは、最近になってできるようになった。このような翼をピーキー翼と呼んでいる。これは図4―7にみるように前縁部分の厚い翼型である。この名は上面の圧力分布曲線が前部で急に立ち上がり、峰(ピーク)ができるからである。この翼はイギリスで初めて研究された。これは高亜音速すなわちマッハ数にして〇・八以上になって、翼の上面に一部分超音速の領域が出現しても、衝撃波を発生することなく静かに流れを亜音速に復帰させるのである。

この翼の形は、非常に複雑な高速流れの特性を表す数式を解いて、数学的に定めることができるようになった。しかしその計算は極めて煩雑で、コンピュータを応用して初めて可能になる。

しかしこの種の翼は極めて微妙な特性を持っていて、翼断面形のわずかな製作誤差、迎え角の微少な変化、流れのマッハ数のわずかな相違でも急に滑らかな超音速領域が崩れ、衝撃波が出現

するようになってしまう。

この研究はまだまだわからない部分が極めて多い。例えば、図4—4のように衝撃波が発生して、そのうしろで流れが翼の表面から剝離する現象は、前に述べた摩擦力の効く境界層と衝撃波との間の相互関係、つまり干渉によるものである。これは図に示すように大へん複雑な流れの場になる。したがって、この干渉を調べるためには実物に近い寸法の翼で実験する必要ができてしまう。



4—4 衝撃波の発生と剝離

前にも述べたように境界層の厚さは極めて薄いわけであるから、その中での衝撃波と境界層との相互関係を調べるためには、精密な実験や測定をおこなう必要があるのは当然である。そこで、このような大型の風洞を作ることになると当然、建設のためのぼう大な費用が必要になってきて、財政的に困難であることは容易に理解できるであろう。それにも拘らず、問題の重要性からスーパー・クリティカル・ウィングの研究は現在各国で盛んにおこなわれているものである。

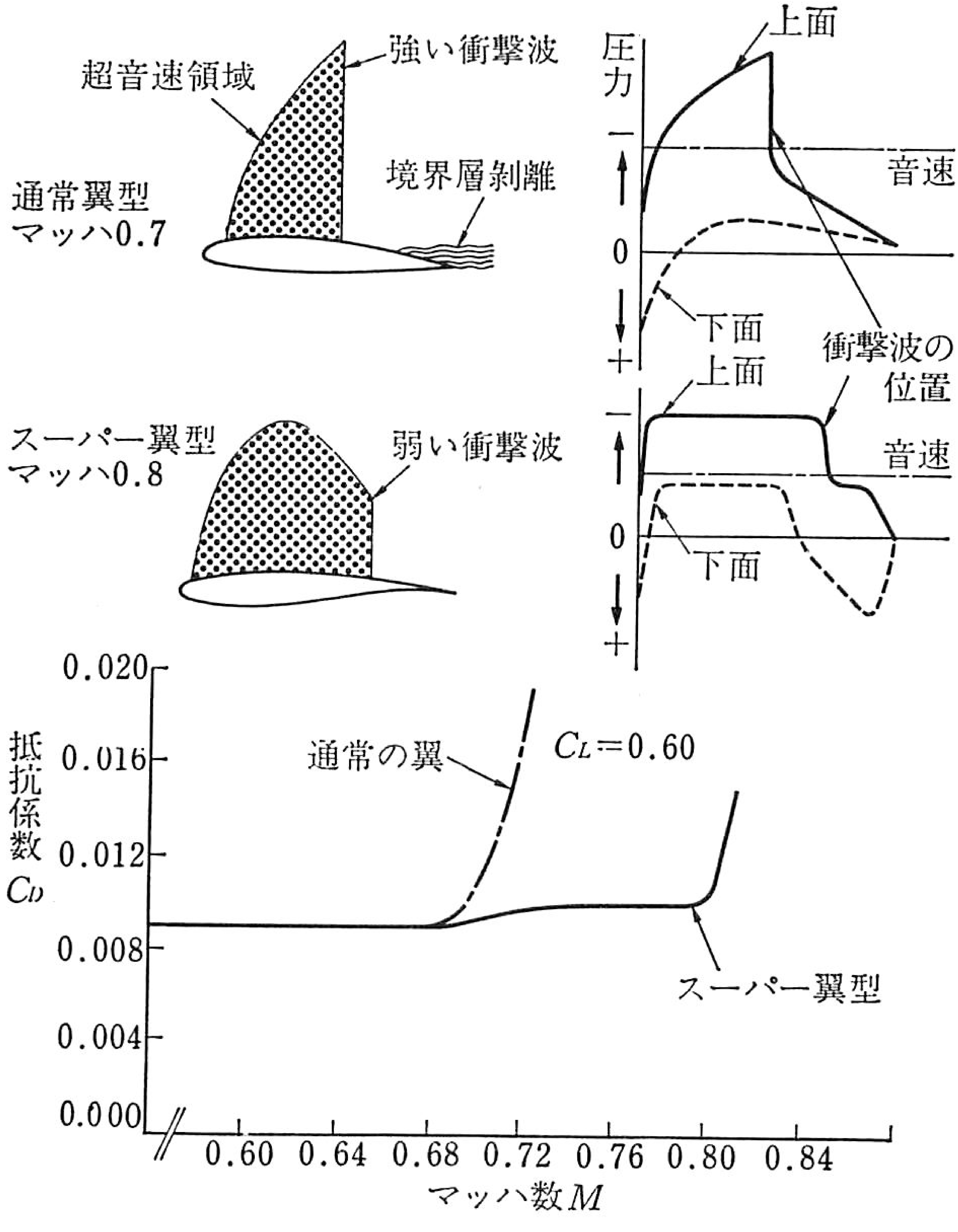
スーパー・クリティカル翼

そこで、超音速領域における衝撃波の発生が避けられないものとすれば、衝撃波が出現してもそれが弱くて翼の抵抗の急激な増加を引き起こさないような断面形を選択すればよいということになる。この思想で作られたのがスーパー・クリティカル・ウィング（超臨界翼）である。これはアメリカのＮＡＳＡ（航空宇宙局）が中心になって研究を推進してきた。

その着想は図４―５のように、発達した超音速領域の中央で衝撃波が発生すると、圧力分布に大きな変化が起こる。それに反して超音速領域の後方の部分で衝撃波が発生するようにすれば、圧力の変化は小さくてそれだけ衝撃波が弱まることになる。

実際には、図中段に示すように翼の上面を平坦にして、この部分での超音速域の発達を緩和すると同時に、下面の圧力分布の形を変化させて、翼の後部にも揚力を持たせるようにするのである。

実際、飛行機の性能は主翼の空気力学的な特性に負うところが大きいが、翼の空力的な性質は断面の形の微小な変化によって著しく影響をうける。この傾向は特に高速飛行時には顕著である。また実際に性能のよい翼断面が実験的に求まっても、後縁が薄くなりすぎて構造的に強度が不十分になったり、断面形が複雑になって工作が困難になっては実用化がむずかしい。したがっ



4－5　スーパー・クリティカル翼

通常の翼では強い衝撃波が超音速領域の一番発達した部分に発生し，境界層が大きく剥離するために大きな抵抗になる。スーパー翼は上面を平坦にして衝撃波の発生を遅らせる。これは圧力分布の実験（図上右）からもわかる。

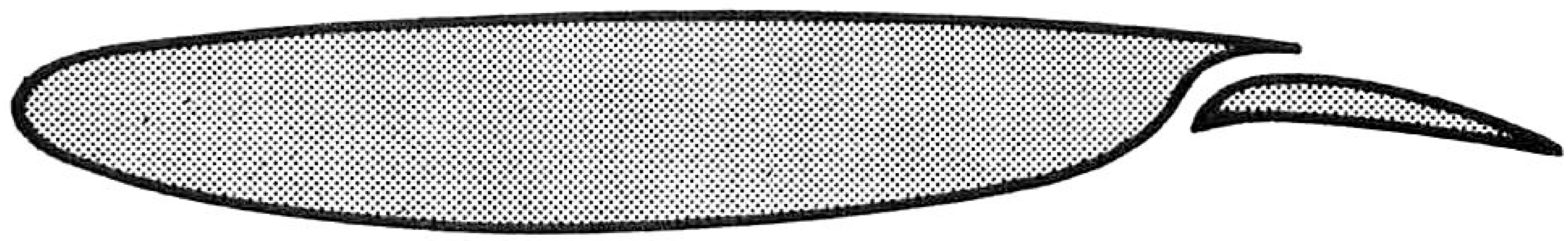
て、よい翼型を設計することは、飛行機の発達の当初から、技術者や研究者にとって誠にやり甲斐のある仕事であった。

ＮＡＳＡでは翼の後縁が薄くなり易ぎてフラップ等の取り付けができなくなるのを避けて、最後には図のようなスーパー・クリティカル翼型を発展させたのである。

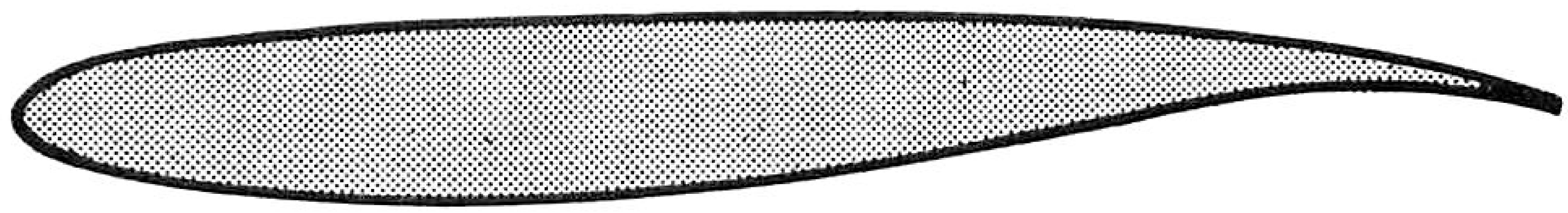
図４―５に示したように、衝撃波が発生して抵抗が急に増加するマッハ数を臨界マッハ数と呼ぶが、臨界マッハ数は物体の形、翼の断面形によってその値が変化する。したがって、臨界マッハ数ができるだけ高い翼、すなわち、高速になっても衝撃波を発生しないような翼型を研究することが、飛行機の性能を向上させる上に非常に重要な役割を果たすことになる。

飛行機には衝撃波が発生しても、現在では強力なエンジンを装備しているのでその抵抗にうちかって前進することができるけれども、このような飛行をおこなうとエンジンの出力の大きな部分は衝撃波にうちかつ仕事のために費やされてしまう。つまり極めて無駄が多いことになってしまう。

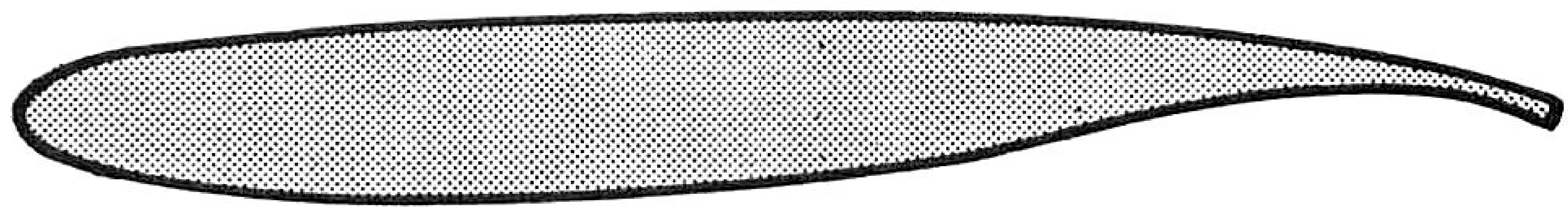
そこで、衝撃波の発生がおくれるような翼、または発生しても弱くて抵抗が急に大きくならないような翼を設計することは、特に旅客機のように長時間高速飛行をする飛行機では重要なことになってくる。そこで、最近の旅客機、例えば、ＤＣ―９、ＤＣ―10、ロッキードＬ―１０１１（トライスター）、Ｂ７４７などはすべてこのような翼断面をとり入れている。



すきま翼



スーパー翼



後縁厚み翼

4－6 スーパー・クリティカル翼

ＮＡＳＡでは1960年頃より衝撃波が発生しても強くなく，そのため抵抗が余り増大しないような翼型の開発に努力してきている。その原理は図４－５に示したように翼の上面を平坦にして衝撃波の位置を後方にずらせることである。図はこのような考え方で開発された３種の翼断面を示す。後縁に厚みをもたせるとフラップ，エルロンなどを取り付けるのに構造上便利である。

翼が一様な流れの中に置かれているときに、その上面の速度は一様な流れよりも局所的には大きくなっている。したがって翼が高速で大気中を進行するとき、その速度を次第に上げて行くと、翼上面で先に音速に達する。さらに速度が大きくなると、翼上面に部分的に音速以上の領域ができる。すなわち流れの場は全体として亜音速であるのに、局所的に超音速の領域ができる。

超音速領域で衝撃波が発生すると、流れの場は図4―4のように複雑な様相になって、境界層が剝離して抵抗が増加する。しかし超音速領域で、もし衝撃波が発生しなくて滑らかに減速して亜音速に復帰することができるならば、このような抵抗急増の衝撃失速（ショック・ストール）の現象は起こらない、もし衝撃失速のおこらない翼型を見付けることができれば、高速機の設計にとってまことに都合のよいことである。

高速になると空気の圧縮性という特性が顕著になるため、低速の場合に比較して問題が困難になる。理論的に翼の特性を計算することは、一般には極めて難しい。一方、このような高速気流中の翼の空力特性を風洞実験で調べようとすると、風洞の壁の影響が強く現れて、無限の大気中の飛行状態とは大きく違うから本当のことがわからない。そこで翼の一部に超音速の部分が出現する程度の高速では、翼の特性を研究することは理論的にも実験的にも極めて困難になる。

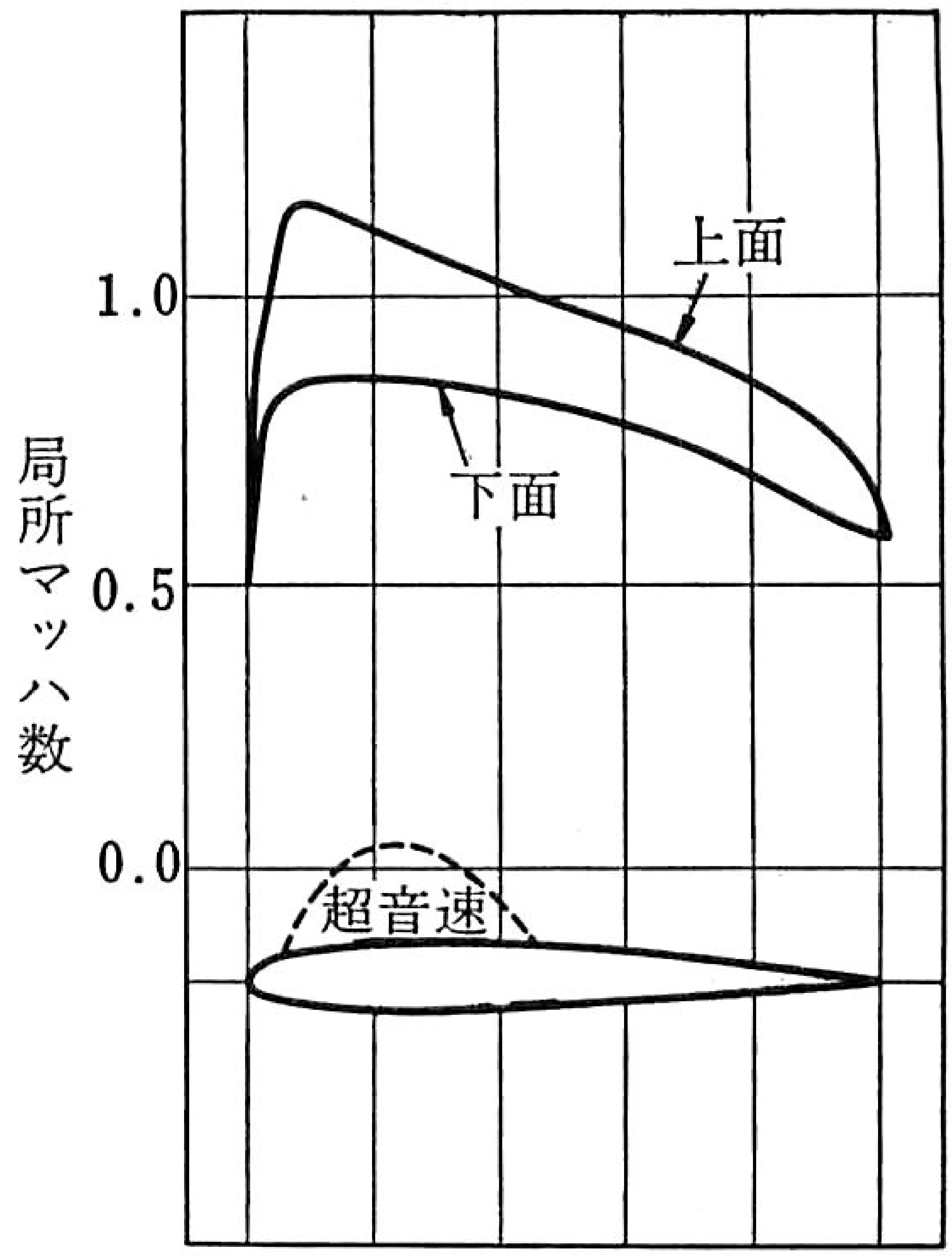
それにも拘らず多くの人がこの問題に挑戦した。超音速領域で衝撃波を発生せずに滑らかに流

れる高速流れがあるかという疑問は、一九二八年にケンブリッジ大学のテイラーによって提出された。衝撃波をともなわない遷音速流れが特別な場合には成立することが、その後、理論的には確かめられた。この中には友近、玉田、今井など多くの日本の流体力学者の研究も含まれる。しかし前に述べた理由から、風洞実験でそれを実証することはどうしてもできなかった。そこで実験家はこの問題に極めて否定的であった。

一方理論家の中にも、既に存在が証明できた流れは極めて特異な場合であって、主流マッハ数の極めてわずかな変化や翼の形状の微少な変形によって忽ち流れが破壊されるのではなかろうかと疑う人があった。この疑問を決定的にしたのはニューヨーク大学のモラベッツ女史である。彼女は一九五三年、三篇の論文によって、滑らかな流れが極めて特異な解であり、条件のわずかな変化によってこのような流れが存在しなくなることを数学的に証明した。

この証明は多くの理論家に絶望感を与え、その後この問題に挑戦する彼等の意欲は急激に冷えた。にもかかわらず実験家の中には一部、なお遷音速で衝撃波の出ない翼型の存在を確信し、衝撃波が発生しそうになっても翼上面の膨張によってそれが打ち消されるような形状を求めること、少なくとも航空技術的に特性の優れた翼を作ることにひそかに努力を続けている人達があった。

そもそも数学モデルは自然現象の一部を反映することはできても、そのすべてを表現することは不可能であるから、遷音速翼型の非存在が数学的に証明できたとしても、それが直ちに技術的

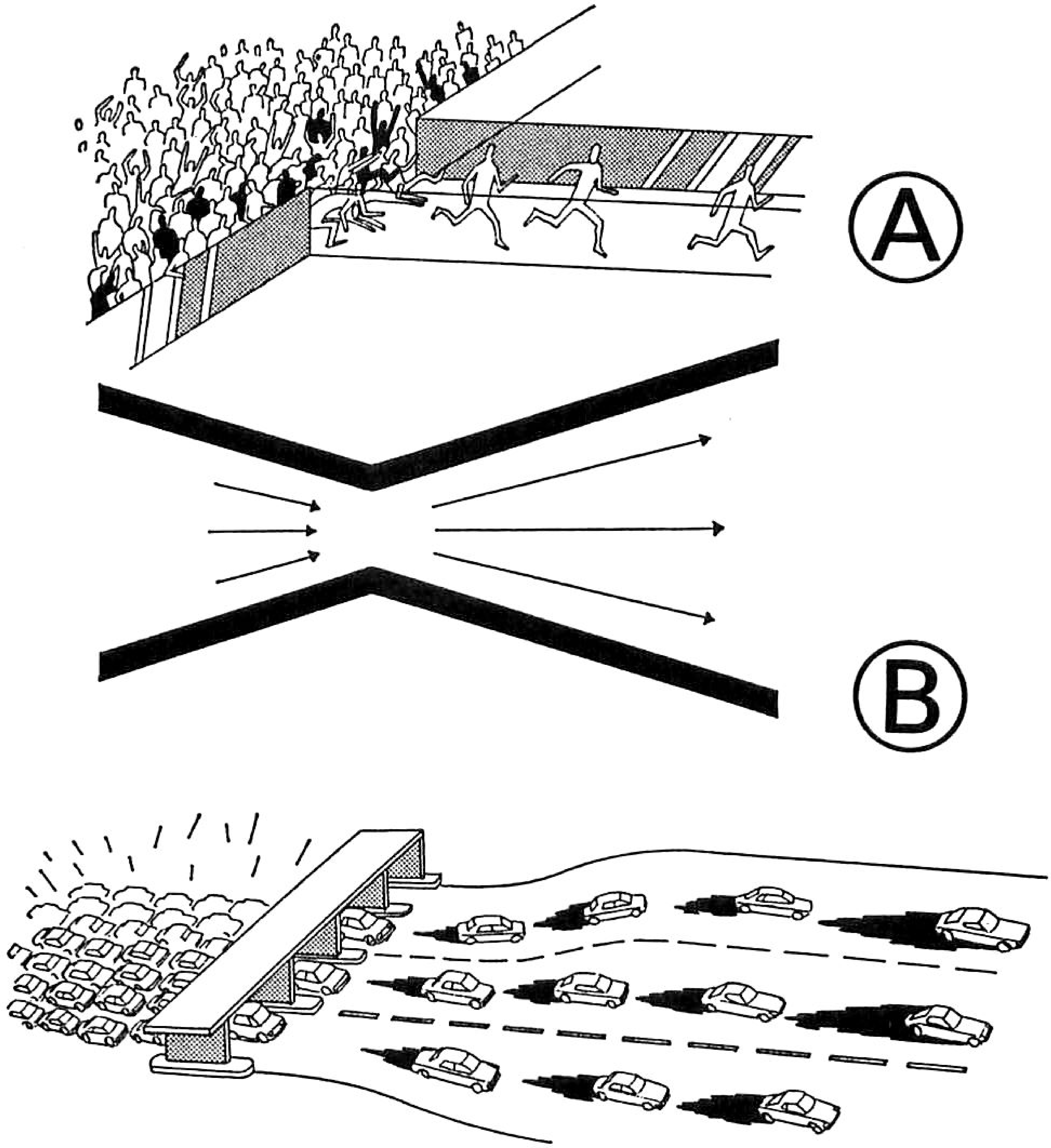


4－7　ピーキー翼の圧力分布

によい特性の翼が実現できないということには結びつかないという信念である。

一九六〇年、英国国立物理研究所のピアシイはいわゆるピーキー翼を発表して、衝撃波が亜音速では発生しない翼型があることを示した。これは理論家に再びこの問題に挑戦するヤル気を起こさせたといえる。マンチェスター大学のライトヒルらは、この翼型特性を理論的に計算する方法を発表した。わが国の航空宇宙技術研究所でもこの方法を発展させて、要求される性能を満足する翼型形状をコンピュータで求められるところまでになった。しかしこのような翼でも、やはり条件が変化すると衝撃波が発生することが実験でも理論でも確かめられた。しかしその場合でも発生する衝撃波は弱く、衝撃失速の特性が良好であることが認められた。

一方、遷音速領域の実験で壁の影響が強くは現れないような大型風洞も各国で完成して、現実の飛行状態を再現できるようになって来た。



4－8 流れの幅と速度の関係

人の流れは，幅が広いところでは遅く，狭いところでは速くなる。一方，車の流れでは幅の広いところで速く，狭いところでは遅くなる。空気の流れは，亜音速のときは人の流れと同じであって，狭いところで速くなるが超音速では車の流れのように広いところで速くなる。中央の図は超音速の流れを示したもの。

そこで最近になって、ようやくこれまで三〇年以上も続いた論争に終止符がうたれようとしている。すなわち衝撃波の発生しない翼型が存在するという理論は、それがあっても特定の条件下に限られるという説明とともに、正しいことがわかった。そこで理論家は実験家と協力して、衝撃波が発生してもそれが強いものには成長せず、したがって工学的に衝撃波失速が起こり難い、いわゆるスーパー・クリティカル翼の開発をおこなっているのである。

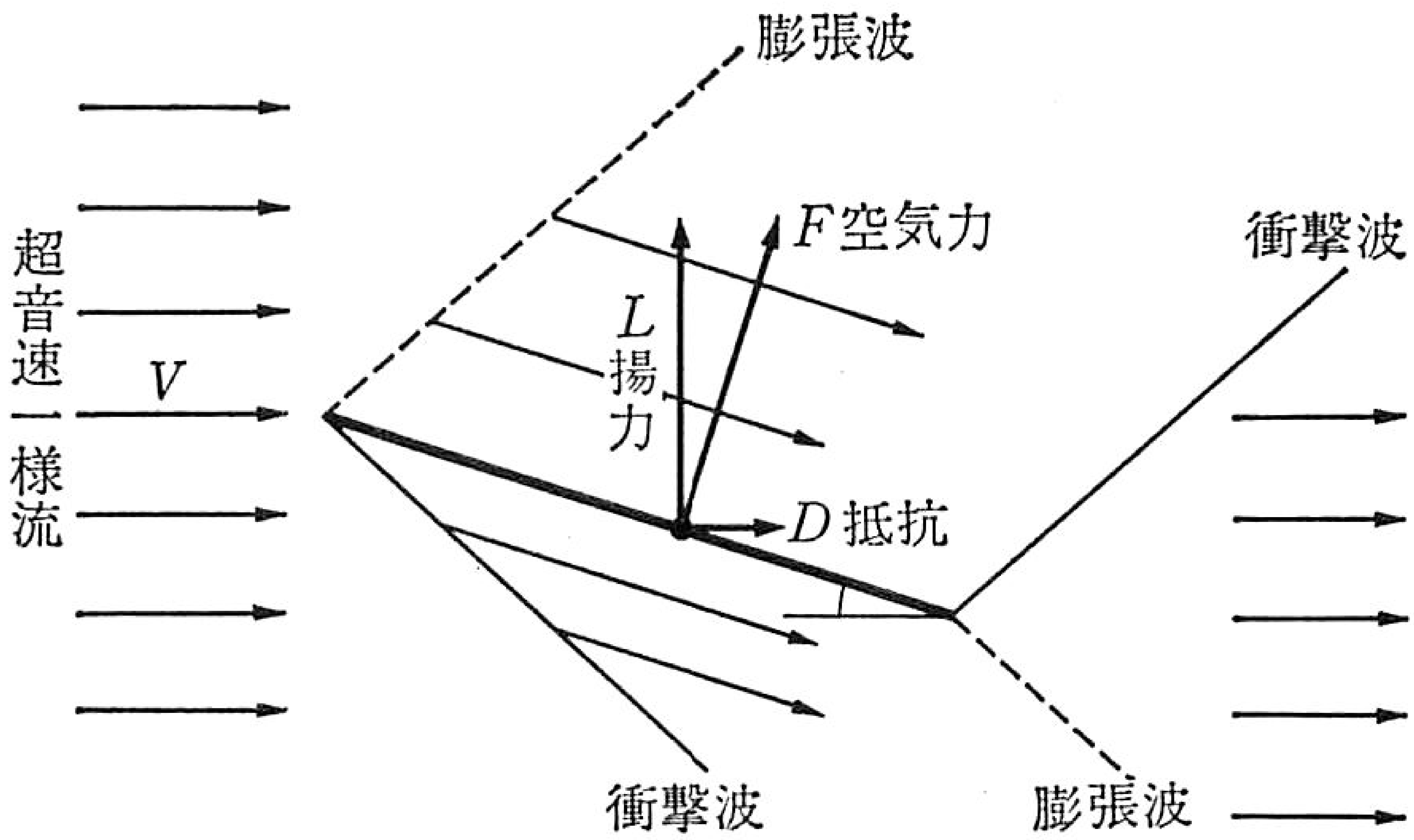
超音速流れは車の流れ

自動車交通の流れを見ていると、図4—8のように道が狭くなるとスピードを落とし、逆に広くなるとスピードを上げる傾向がある。これは前に述べた低速の場合と正反対である。すなわち亜音速では連続の条件により流線の間隔が広がると速度が下がり、間隔がせばまると速度が上がる。これは図のように人の流れにたとえられる。

しかし圧力の関係は同じで、流速が速いときの方が圧力が低くなる。そこで超音速では流線の間隔が広いときの方が圧力が下がる。これも亜音速の場合と反対である。

超音速流れにおける揚力

低速における翼の揚力は、そのまわりにできる循環によって上下に速度差が生じ、上面が速



4－9　超音速流れの中の平板翼

く、下面が遅いためベルヌーイの法則に従って上面は圧力が低く、下面が高くなるために、上向きの力が働くようになった。これが揚力であった。

超音速の流れで揚力が発生するのは、原理的に前の場合とは異なっている。超音速一様流れの中に、平板翼が迎え角αで置かれているときを考える。流れの模様は上図のようになる。翼の下側では流れがせき止められるので、強い衝撃波が先端から下方に発生する。これに反し翼の上面では流れが拡がるので膨張し、速度が増加して圧力が下がる。

そこで衝撃波を通過すると圧力が上昇し、速度が一様流れよりも下がる。

平板は元来、一様流れの中に置かれているのだから、後縁では再び元の一様流れに復帰しなければならない。このため下側の流れは上方に拡がり、上側の流れは圧縮される。そこで図のように上に衝撃波、下に膨張波を発

生し、一様流れに帰るのである。

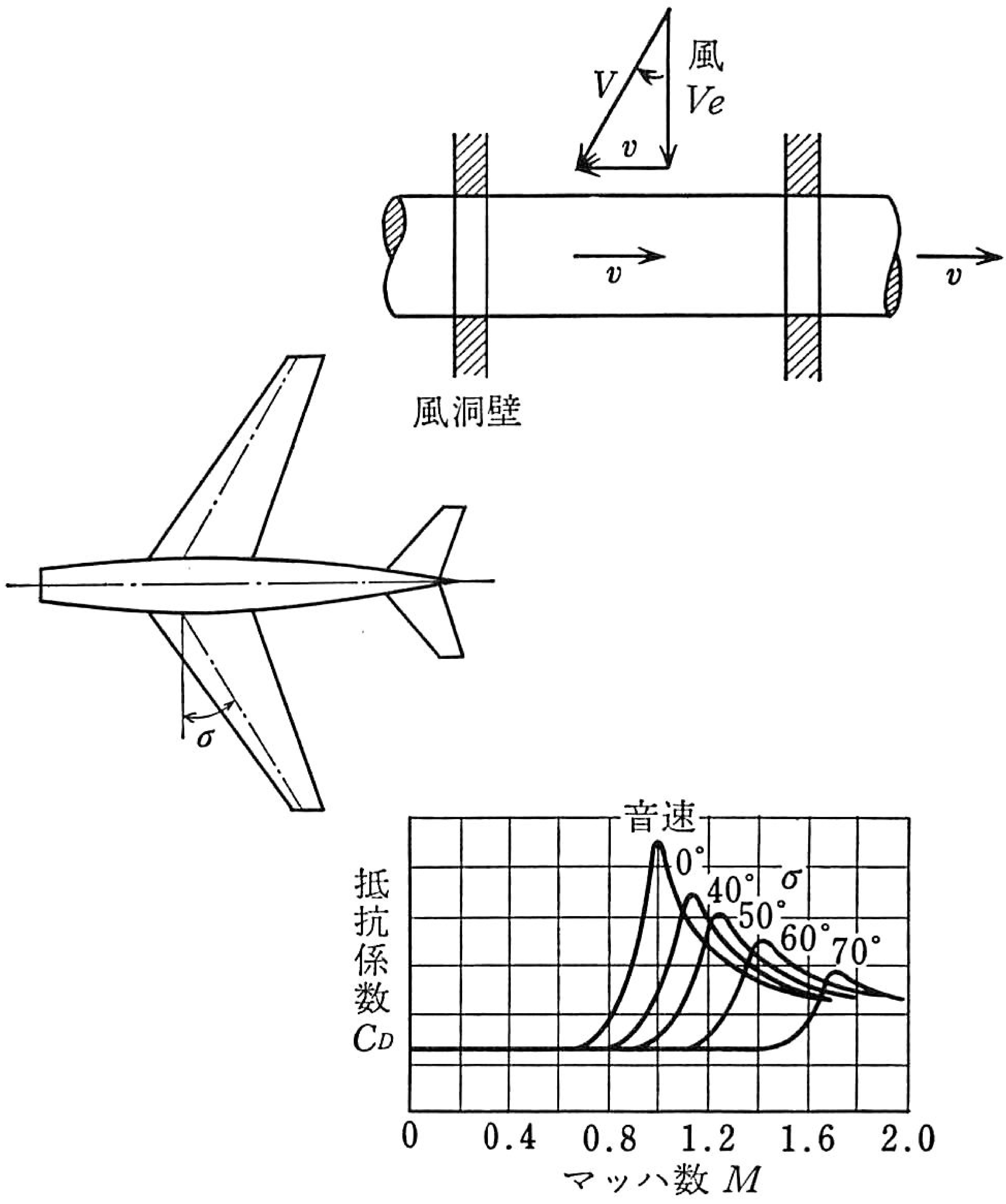
そこで翼の上面では一様流れよりも速度が速く、下面では遅くなっている。一方、圧力の方は一様流れの圧力に比べて上では低く、下では高くなり、全体として板に垂直な上向きの力Fが働く。

この空気力を一様流れに平行な部分Dと垂直な部分Lに分けると、Lは揚力、Dは抵抗である。このように高速流れの中では粘性を考慮しなくても抵抗が出現し、ダランベールの背理は現れないことは注目される。この抵抗を造波抵抗という。実際の翼の抵抗は造波抵抗と摩擦抵抗の和となる。

なぜ後退角をつけるか

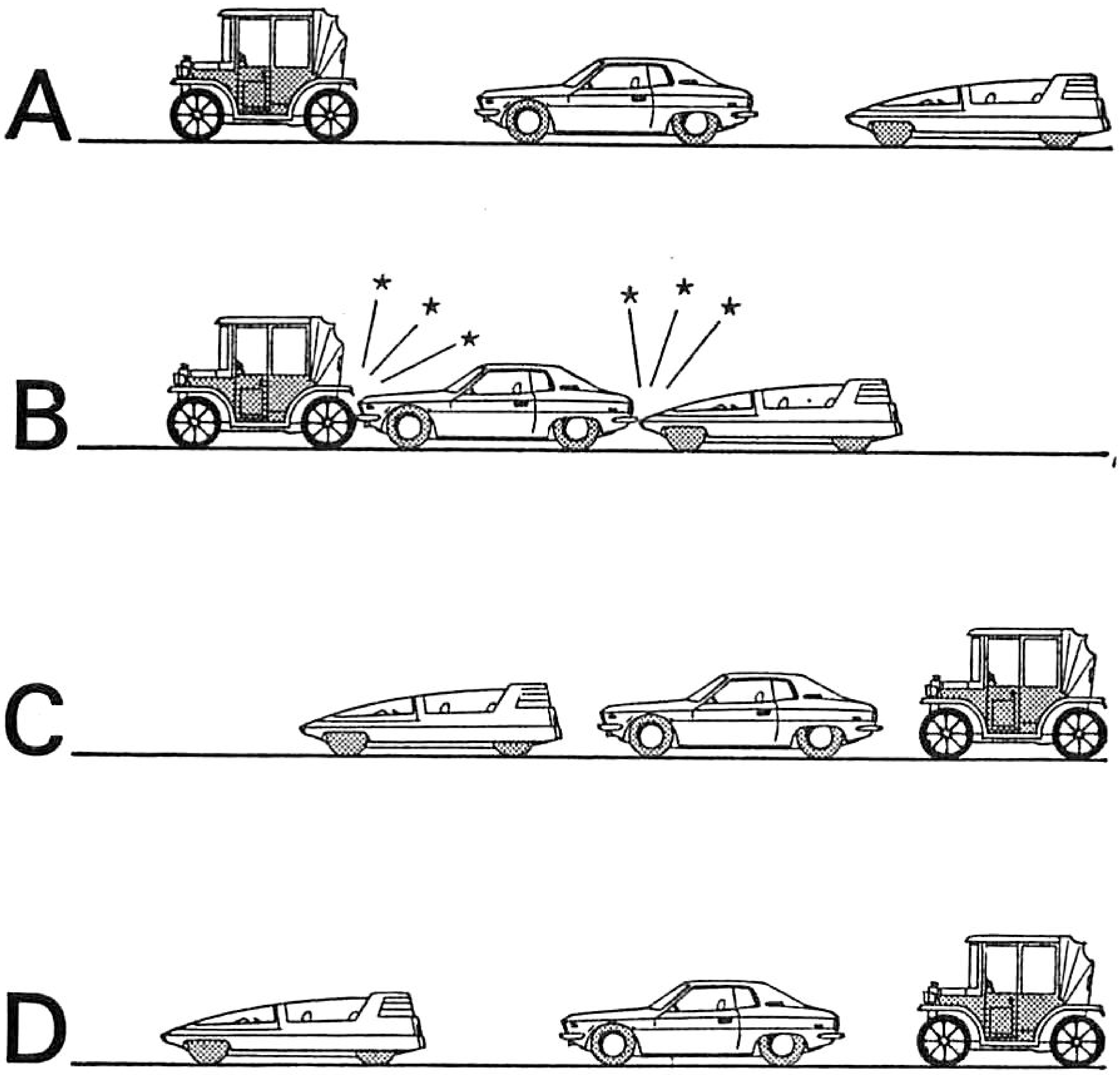
図1―14の平面図を比べてみると、ダグラスDC―3型では主翼が機体軸に直角に左右に伸びているのに、ボーイング747では主翼が胴体に直角の方向から約四〇度ほど後退していることがわかる。これを後退角と呼んでいる。このとき図4―10のように、翼の断面にあたる風速は真の風速より小さくなっている。したがってその分だけ衝撃失速を遅らせることができる。高速機がすべて後退角を持っているのはこのようなわけである。

このことをもう少しくわしく説明して見よう。いま風洞の中に翼の模型を入れて、これを速度



4－10　後退翼の効果

翼を風洞内で速度 v で右方に動かす。このとき，翼の表面上の観測者には，左向きの v が加わって実際には斜めに V の風が当たっているように見える。しかし翼の特性は V_e だけで決まる。後退角 σ をつけると抵抗の増加が遅れる。



4－11　衝撃波のできるわけ

自動車が直線上を同じ方向に進んでいる。先の車ほど速度が遅いと，だんだん後の車が追いついてきて遂にはかたまりとなって進行する。これは超音速で空気の分子がより集って衝撃波を形成する様子と似ている。逆に先の車ほど速いときは車の間隔が広がるばかりで，こうして膨張波は衝撃波にはならない。

vで右の方に動かした場合を考える。このようにしても翼の働きは主流Veできまり、vには無関係である。一方、翼と気流の相対速度は主流Veにvだけの流れを逆向き（左向き）に加えたものに等しくなる。よって主流に直角にvで運動する翼の働きは、静止した翼に斜めに速度Vがあたったときと同じになる。後退翼に向かって速度Vが加えられたときの翼の性能はこのVeだけできまり、vには無関係となる。

したがって例えば、後退角が六〇度のときには速度Vで飛行する翼の働きは、半分の速度の$V/2$で決まる。マッハ数についても同様である。もし翼型がマッハ〇・八で衝撃失速を起こすとすると、後退角六〇度の翼はマッハ一・六まで衝撃失速を起こさないで使えることになる。

衝撃波はなぜできるか

まえに超音速の流れが自動車交通にたとえられることを説明した。図4—11のように高速道路上を旧式車が先頭でノロノロ走り、後から速度の速い車がつぎつぎに追いかけてくる場面を考える。そのうちには新式のスポーツ・カーが旧式の自動車に追いつき、遂には一つの塊になって走るようになる。車の速さが圧力に対応すると考えれば、このような圧力波が次第に衝撃波に成長することが説明できよう。衝撃波の前方では密度が小さく、後方では急に密度が大きくなる。自動車が一団となって進行すると、その前方では車の密度が小さくて、後方では密度が急に大きく

なるから、この現象は衝撃波によく似ているわけである。

しかし図の下方に示してあるように反対の順番に並んで走っているときには、先頭のスポーツ・カーは速い速度でどんどん後続車との距離をあけるから、車間はますます開いてしまって衝撃波は形成されない。これは膨張波が決して衝撃波に成長しないことの説明になる。

5——熱の壁

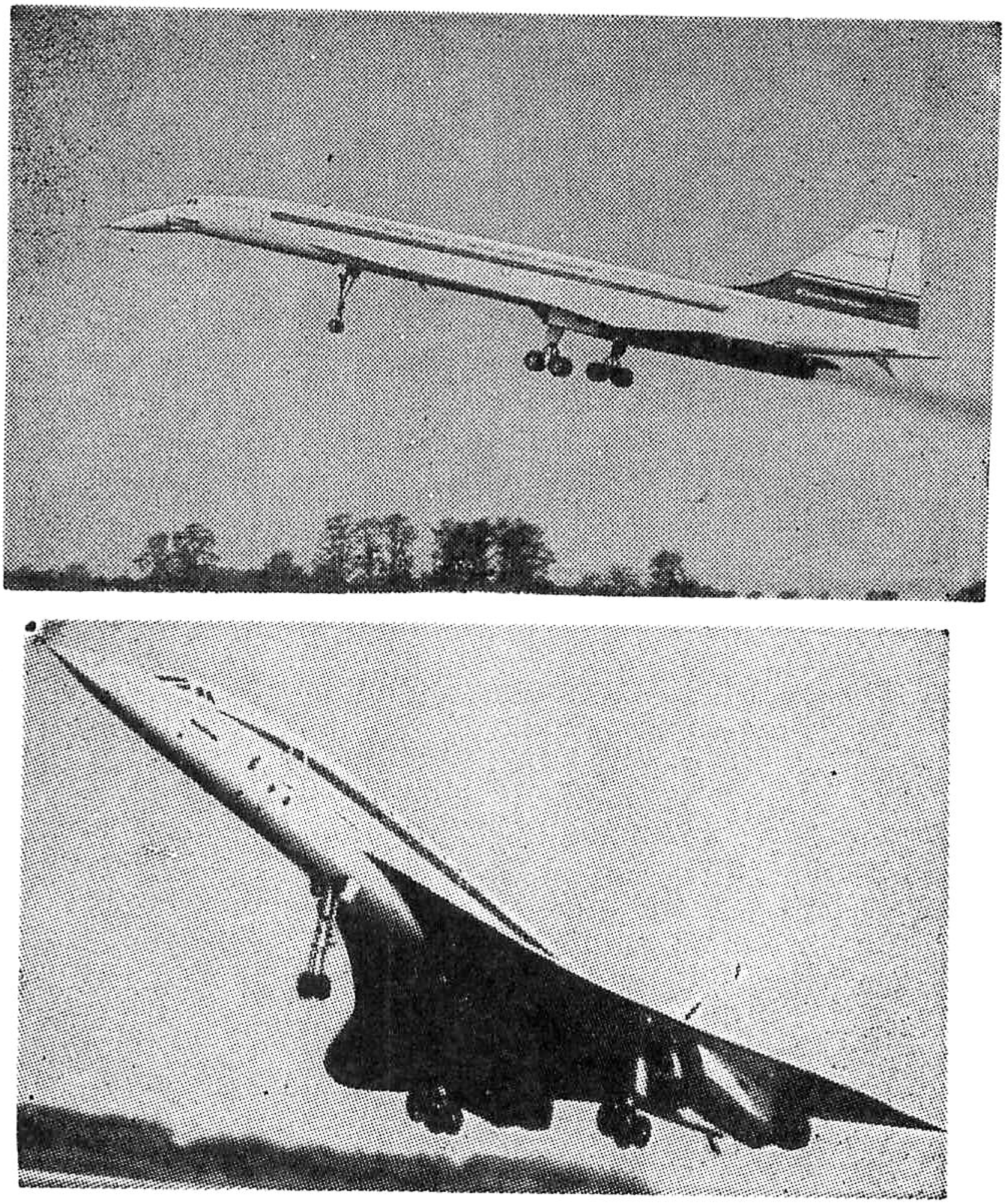


空気まさつ

近代の航空機は、音の壁というまことに困難な障害を乗り越えてその速度を向上し、ついには音速の数倍という速さまで到達することができるようになった。新幹線のひかり号の最高時速二五〇キロでも音速の〇・二倍でしかない。ライフル銃の弾が銃口を飛び出すときの速度でも秒速にして六〇〇メートル程度であるから、マッハ二というと、火薬で撃ち出された弾丸よりも速いことになる。

このような高速が達成できたのは、希薄な大気の中でも十分な推力が出せる強力なジェット・エンジンが完成したためである。しかしいったん音速の壁を超えてしまうと、その後飛行マッハ数が増えれば増えるほど、抵抗係数が減る傾向があるから、エンジンの推力さえ十分にあれば、飛行速度を増して行くのはそれほど困難ではない。操縦士はむしろ飛行機が余り速くなりすぎないように注意していることが必要である。それは空力加熱によって機体の温度が上がりすぎる結果、構造が破壊する危険があるからである。

熱い物も空気を吹きつけて温度を下げることができるのに、そのまわりを空気が速く流れると物体が熱せられるとは一体どうした理由であろうか。昔の人は火をおこすのに、乾燥した木片をすり合わせて摩擦熱を利用したそうである。飛行機が静止した空気中を運動するとき、機体の表



5－1　コンコルド

英仏協同開発のＳＳＴ。1962年協定が成立，1965年両国で製造を開始した。1969年3月2日フランスの001号機，同年4月002号機がイギリスで初飛行に成功，試験飛行を終了している。ＣＡＡＣ（中国人民共和国）からも1972年に2機の注文があった。

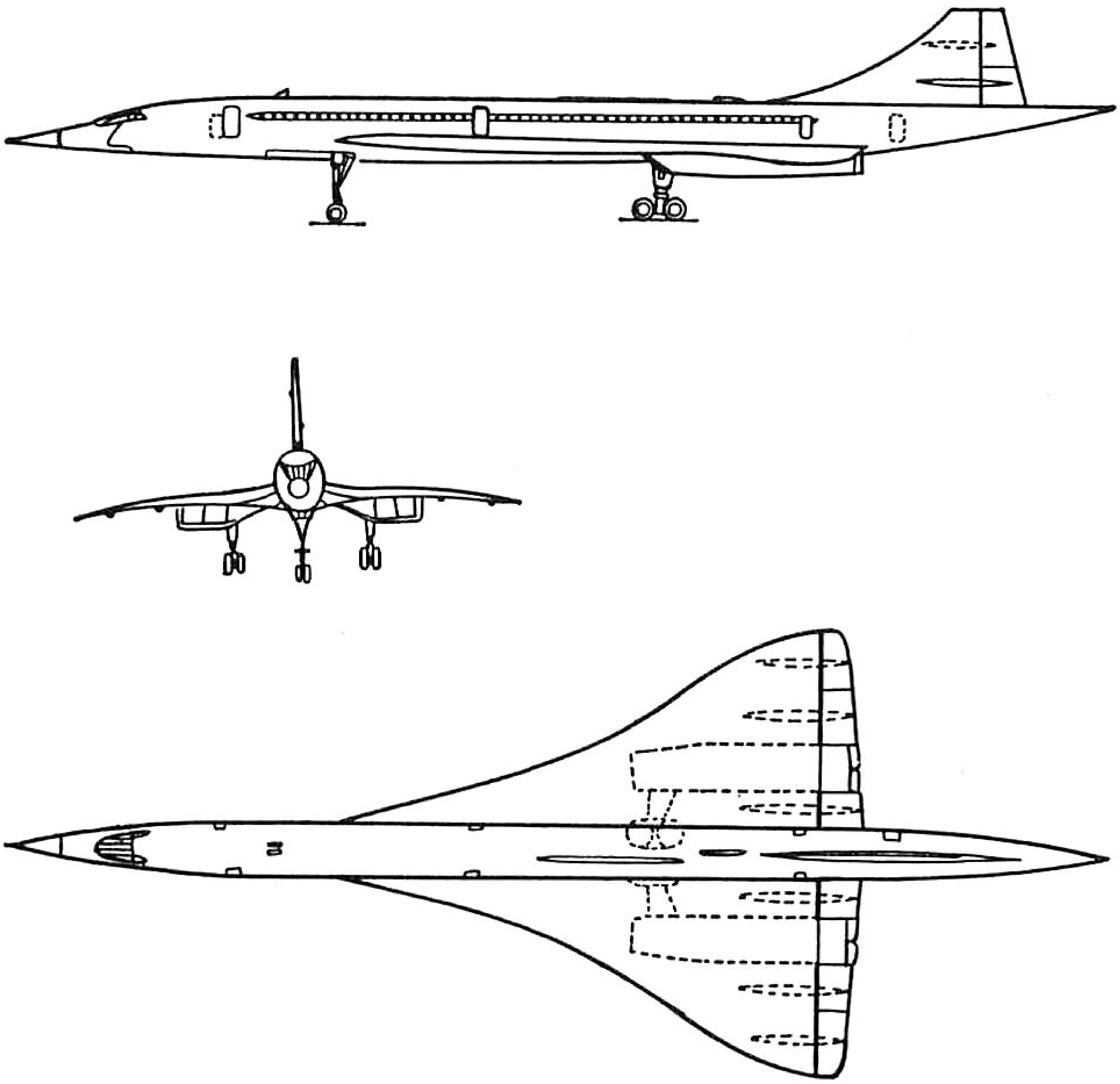
面で摩擦によって熱が発生する。空気の粘性は小さいので、速度があまり大きくないときには摩擦熱も問題にならない程小さいが、超音速では重要である。しかもこれは音の壁のように、いったん乗りこえてしまえば後は問題がなくなってしまうのとは異なり、速度が大きくなればなるほど、深刻になる問題である。

超音速輸送機（ＳＳＴ）

図５—２は超音速輸送機コンコルドの三面図を示したものである。この飛行機は従来の亜音速ジェット機、例えば図１—８に示したボーイング７４７などと比べると非常に変わった形をしていることが目立つ。まず第一に、翼が三角形をしているし、胴体の先端がとがっている。また、尾翼の部分が極めて小さくて、全体として飛行機は縦長の形になっている。

このような飛行機は超音速で飛行するため、前の章で述べた衝撃波の発生を避けることができないのであるが、飛行機の形が細長く先端がとがった形をしている場合には、その衝撃波は弱いことがわかっている。

これに反して、流線型のように先が丸い形をしている場合には、特に先端の前方に強い衝撃波が発生する。コンコルドが先のとがった細い形をしているのはそのためである。先端から出た衝撃波は円錐形の波面になる。この波面の衝撃波の中に翼全体が納まるような形にするために、揚



5－2　コンコルド要目

主要寸法	全　長	62.10*m*
	全　幅	25.60*m*
	全　高	12.15*m*
重　　量	離陸重量	174,636*kg*
	塔載重量	12,701*kg*
乗　　客		144人
主要性能	最高速度	マッハ 2.20
	巡航速度	マッハ 2.05
	最高到達高度	19,800*m*
	航続距離	6,470*km*
エンジン	R.Q.SNECMAオリンパス593TJ ×4（推力）17,418*kg*	

力の発生に必要な翼面積をとろうとすると、どうしても図のような三角形の形状になる。

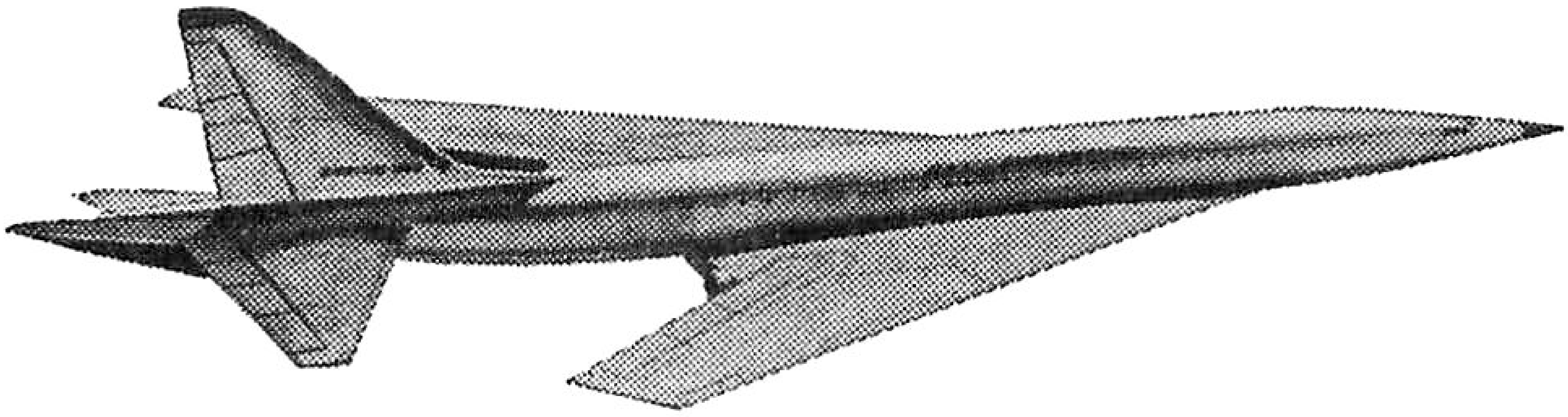
このような形状になると、翼の後縁に昇降舵の役とフラップの役目をする舵を一度にとりつけることによって、水平尾翼を省略することができる。また、重心から後の方の長さが十分長いので、方向の安定が良く、飛行機の垂直尾翼はジャンボ・ジェット機などと比べて小さい面積になっている。

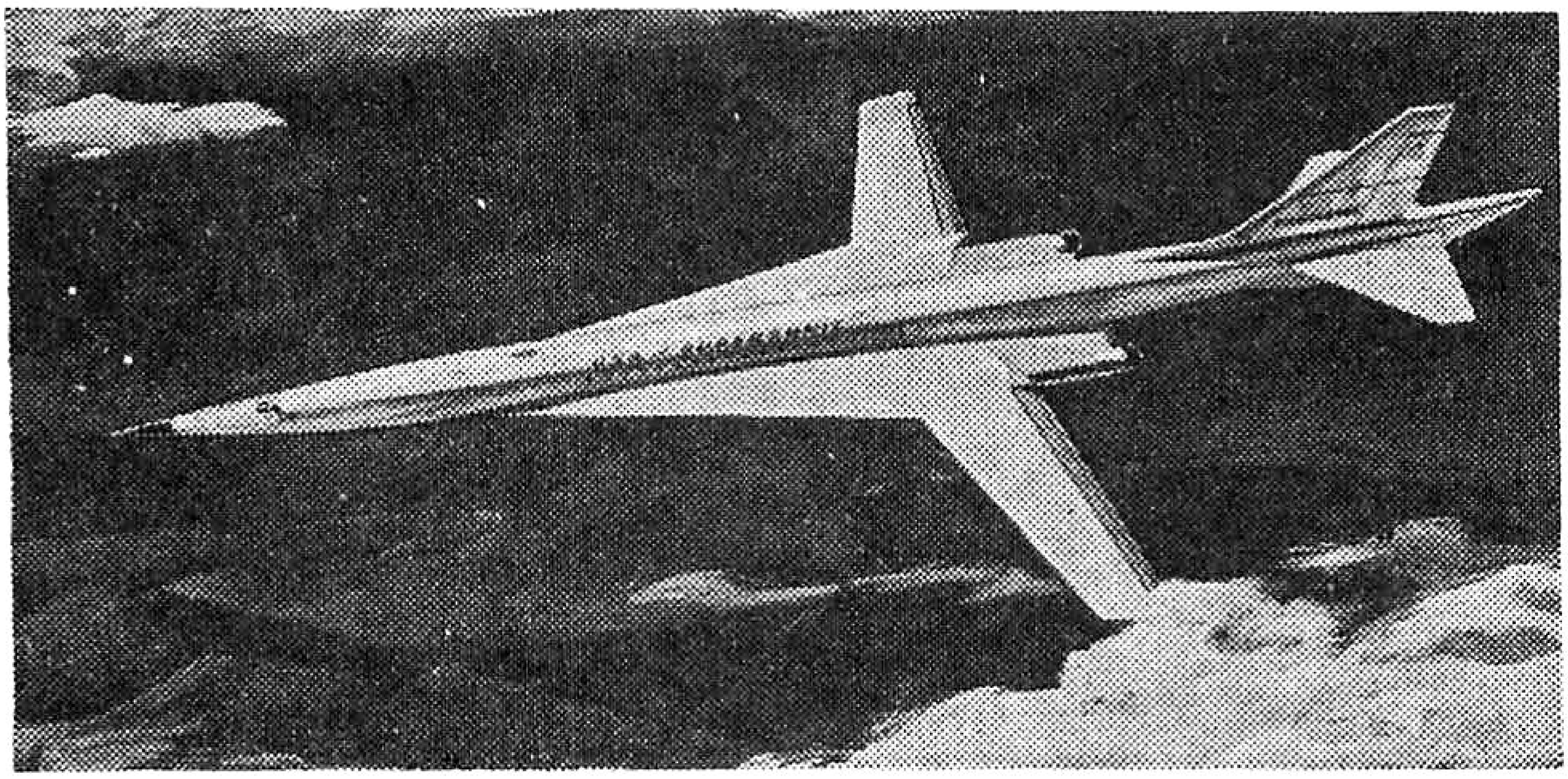
このように翼面積が小さいことは、それ自体として摩擦抵抗をへらすうえに大きな効果がある。揚力は前にも述べたように速度の二乗に比例するわけであるから、超音速機コンコルドの場合にはマッハ二・二、すなわち地上付近では時速約二六〇〇キロメートル程度の速度で飛ぶ場合には、この図のように翼面積が小さくても十分必要な揚力を出すことができる。

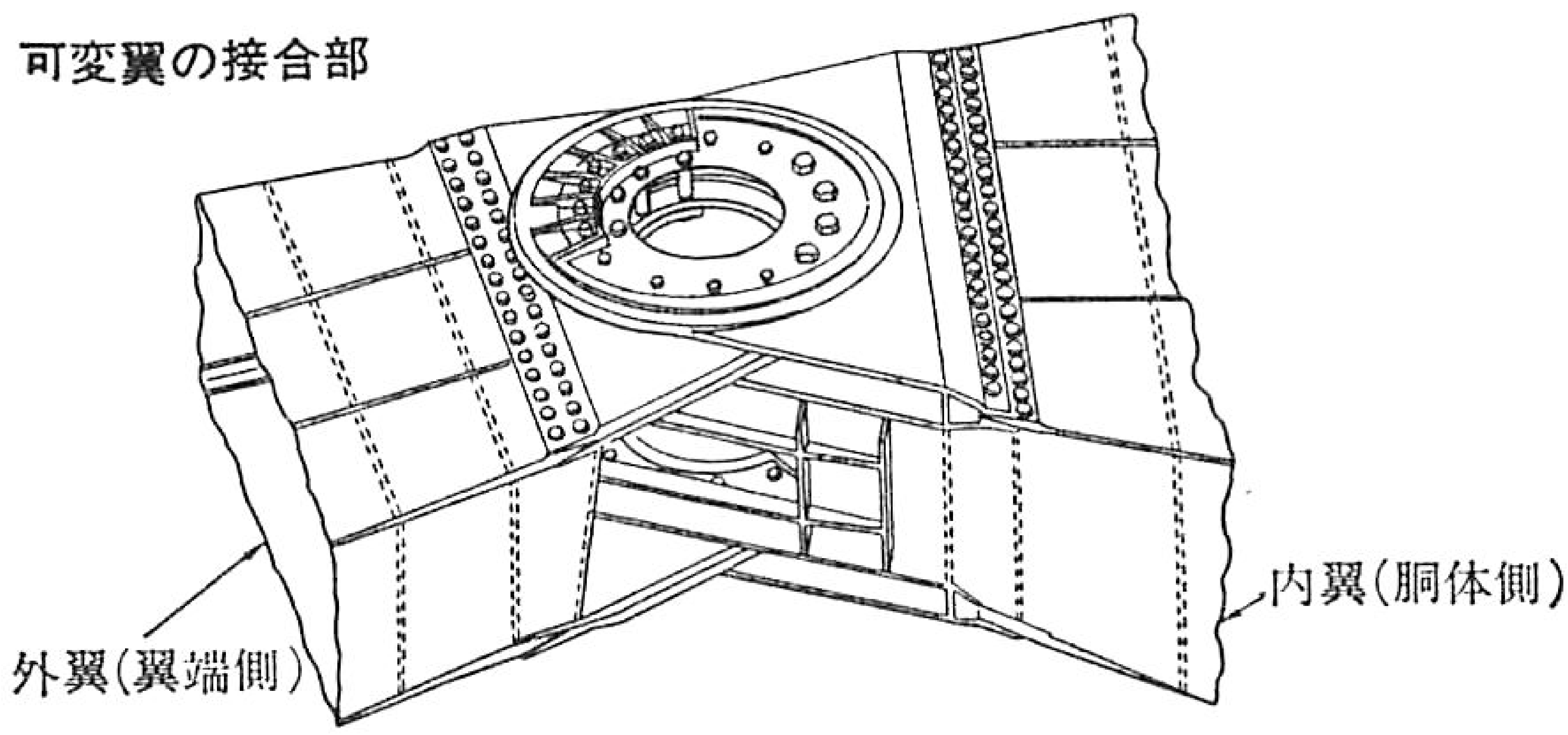
コンコルドの重さは約一七五トンほどであって、乗員乗客一四〇名を乗せ、音速のおよそ二倍以上の速さで飛行することができる。しかし強い衝撃波が地上に大きな障害を与えるために、ソニック・ブームといわれているが、公害対策がむずかしい。この飛行機を実用に供することについては反対の声が極めて大きい。

超音速で飛行する物体から発生する衝撃波は避けることができないので、衝撃波が全然発生しないような超音速飛行機を設計することは、現在の理論では不可能に近い。

しかしながら、飛行場近くの人家のあるところを飛ぶ場合には速度を亜音速、すなわち音速以







5－3　アメリカのＳＳＴ（想像図）

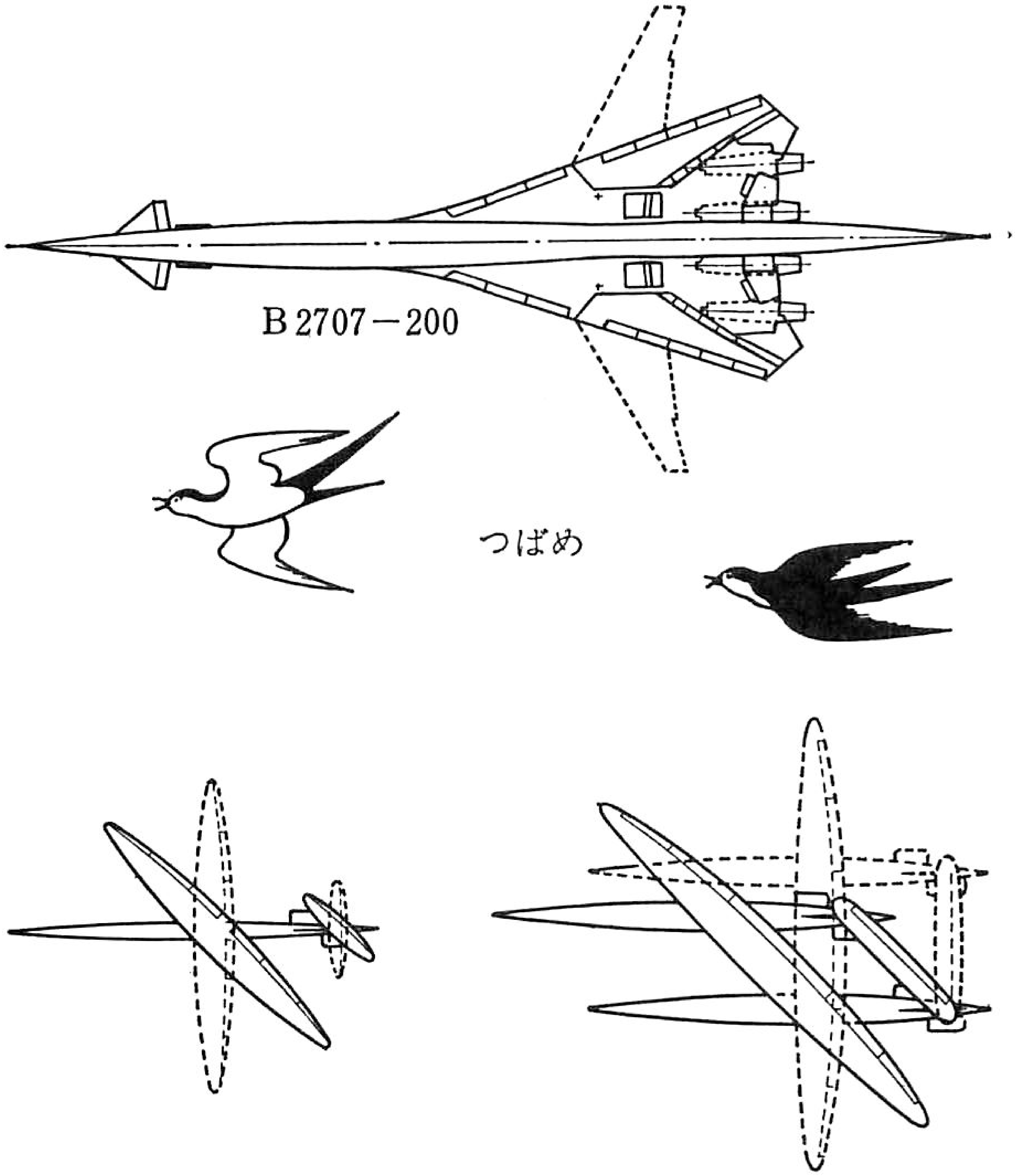
可変翼を採用している。上は超音速飛行時，下は亜音速飛行時。結局は重量増加，信頼性などの点でこの案は採用されなかった。ボーイング733－290，229人乗り，227トン，マッハ2.7 の設計である。全長83メートルでコンコルドよりも大きい。

下におとすことによってソニック・ブームを避けることが可能である。実際にＳＳＴの運航については このような対策がたてられることになっている。そこで、飛行場を離陸するとすぐに海面になるような地域、大西洋横断、または太平洋横断のような場合には利用できると思われるが、大陸の上を縦断するためには、ソニック・ブームをできるだけ小さくして、地上に対する影響を少なくするような対策がとられなければならない。

超音速輸送機でも離着陸の時には音より遅い亜音速の速度になる。この場合には、図５―２に見るような形はもちろん最適ではない。そこで、飛行速度に応じて主翼の形を変えることが考えられる。例えば、図５―３のように離着陸の際には翼を水平に伸ばし、超音速の状態になるとできるだけ翼を後におし下げて、三角翼の形にして飛行するというやり方である。

実際に、鳥の飛んでいる様子をみると、鳥はもちろん超音速で飛ぶわけではないが、例えば、地上に降りる時には羽をできるだけ広げて揚力係数を大きくしているし、高速でつばめが飛んでいるような場合には、羽を後に押し下げて抵抗の少ない形で飛んでいることがわかる。

このように主翼の形を変えるという考え方も実は、超音速輸送機の初期においては試みられていて、そのために折りたたみ式の翼が考案された。しかし、構造上むずかしい問題がたくさんあり、また、このような操作に故障が生じると重大な事故の原因にもなりかねないので、結局は旅客機ではこの案は見おくられてしまっている。



5－4　可変翼

　つばめは速度によって飛んでいる姿が変わる。飛行機もその飛行速度に適した形態に変わることができればよい。図１－14に示したように最適な形状は亜音速と超音速とでは大きく異なる。しかし構造上の困難がある。比較的単純な着想として提案されているのが下のようなやり方である。速度によって翼と胴体との角度を調節して常に最適の形になるようにするのである。

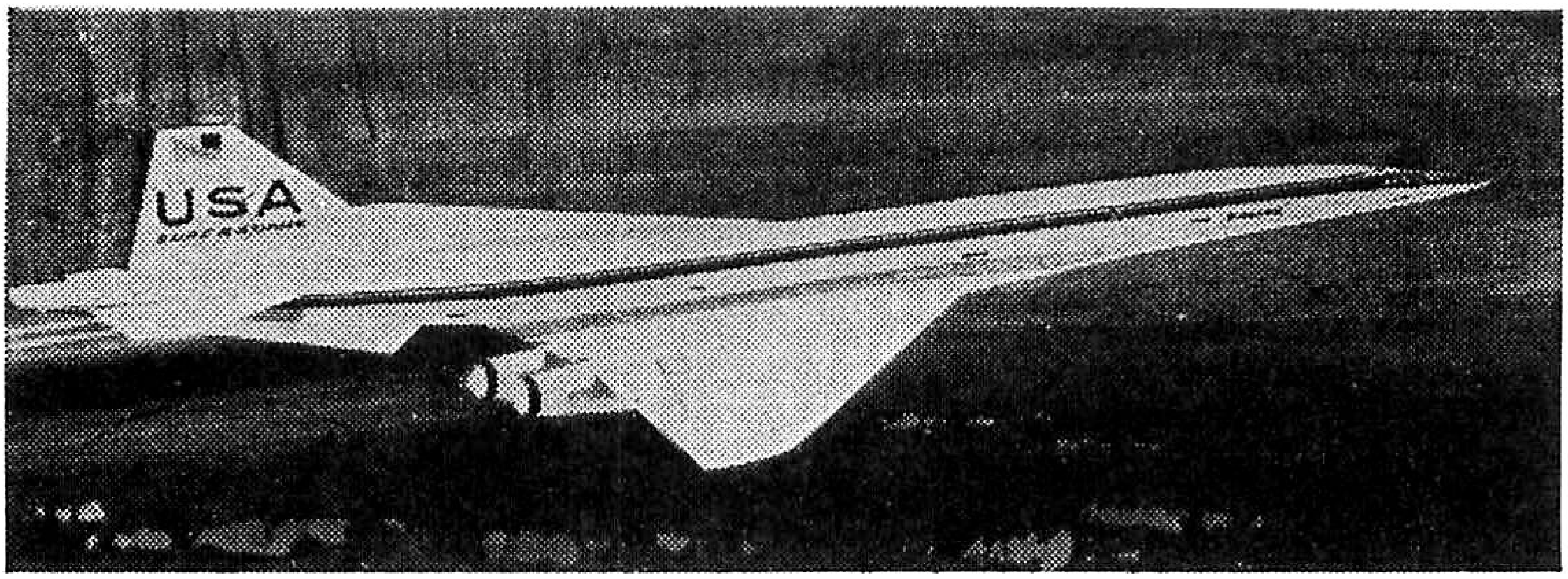
アメリカで考えられたボーイング2707超音速輸送機も、ソ連のTU－114もいずれもコンコルドと結局は同じ形になってきたのは興味深いところである。

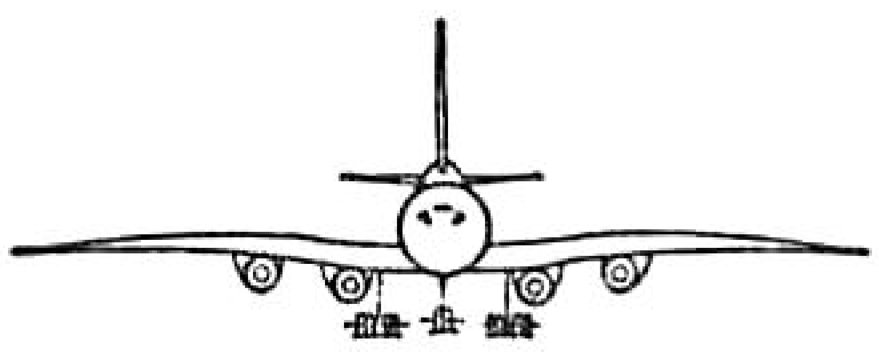
しかし、アメリカでは別の考え方をする人もいる。翼を折りたたみ式にすることは構造上むずかしいことがおこるが、それにかわって翼と胴体の傾斜を図5－4の下のように飛行速度に合わせて変化させるというやり方である。このようにすれば、比較的機体の重量の増加も低くてすむので、将来の超音速機の形態としては、この種の研究がおこなわれている。飛行機が左右対称の形をしていなければならないという特別な理由は一つもない。

三角翼の低速特性

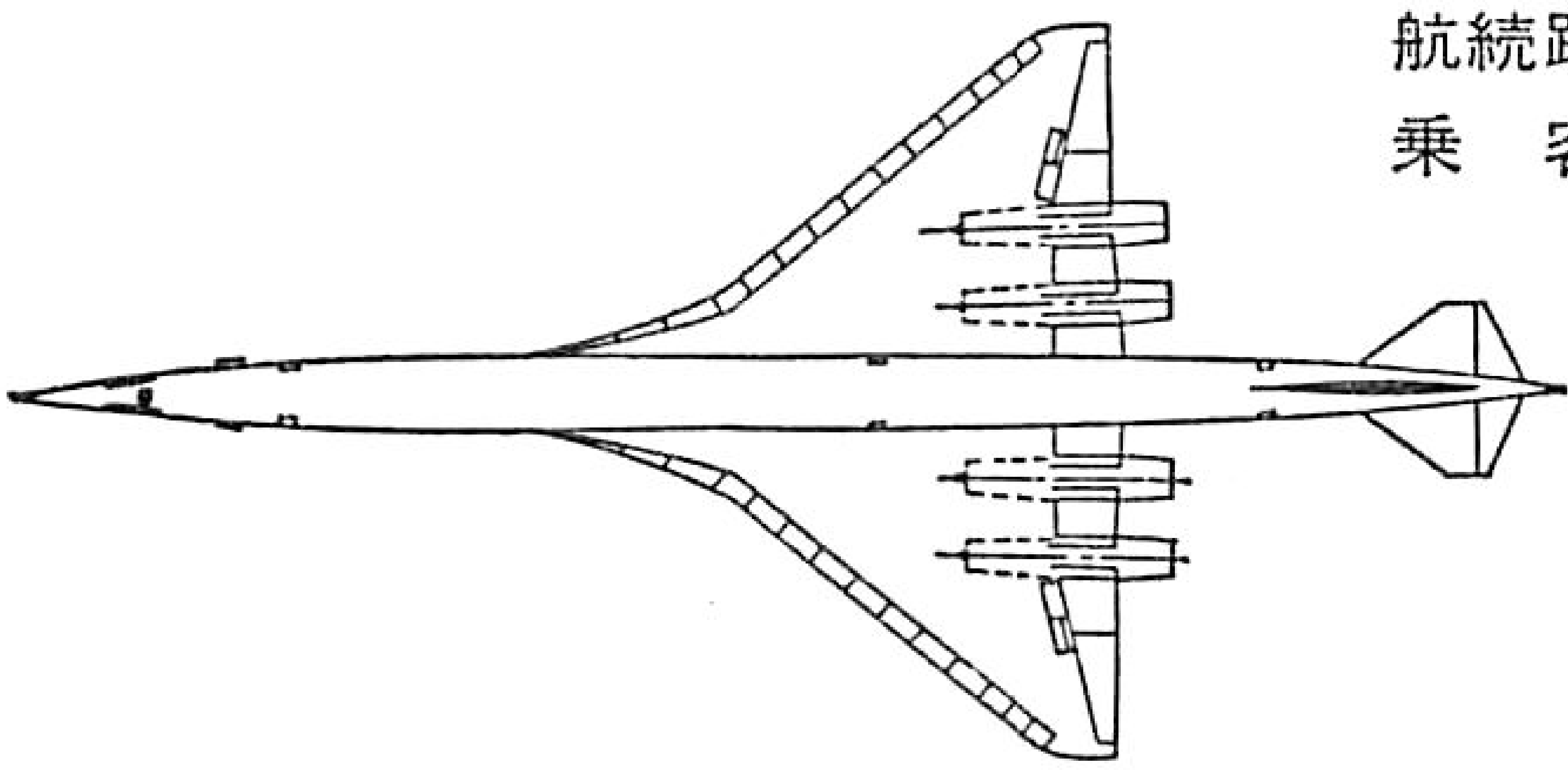
コンコルドのような超音速機は、先端のとがった極めて薄い断面の主翼を持っている。このような薄い翼は超音速時に発生する衝撃波が弱いから造波抵抗が小さい。余り大きな揚力係数は得られないが、何度も述べているように、速度が十分に大きいから重量を支えるに足る揚力を得ることができるのである。

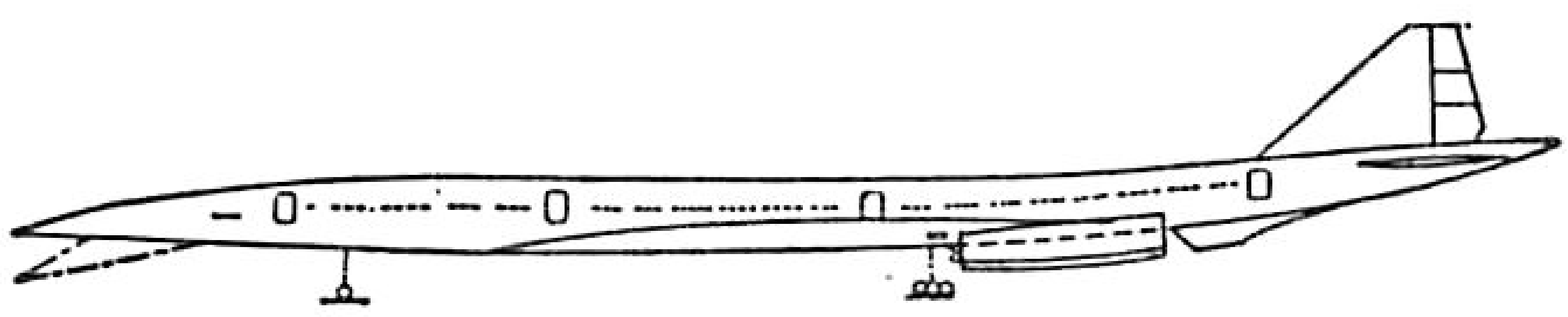
しかし、このような翼で低速時の揚力はどうして得られるのであろうか。この翼は平板に近いので、迎え角が十分に大きくなければ十分な揚力係数が得られない。しかしそのときには抵抗係数も大きくなるから、推力が余程大きくないと十分な前進速度が得られない。





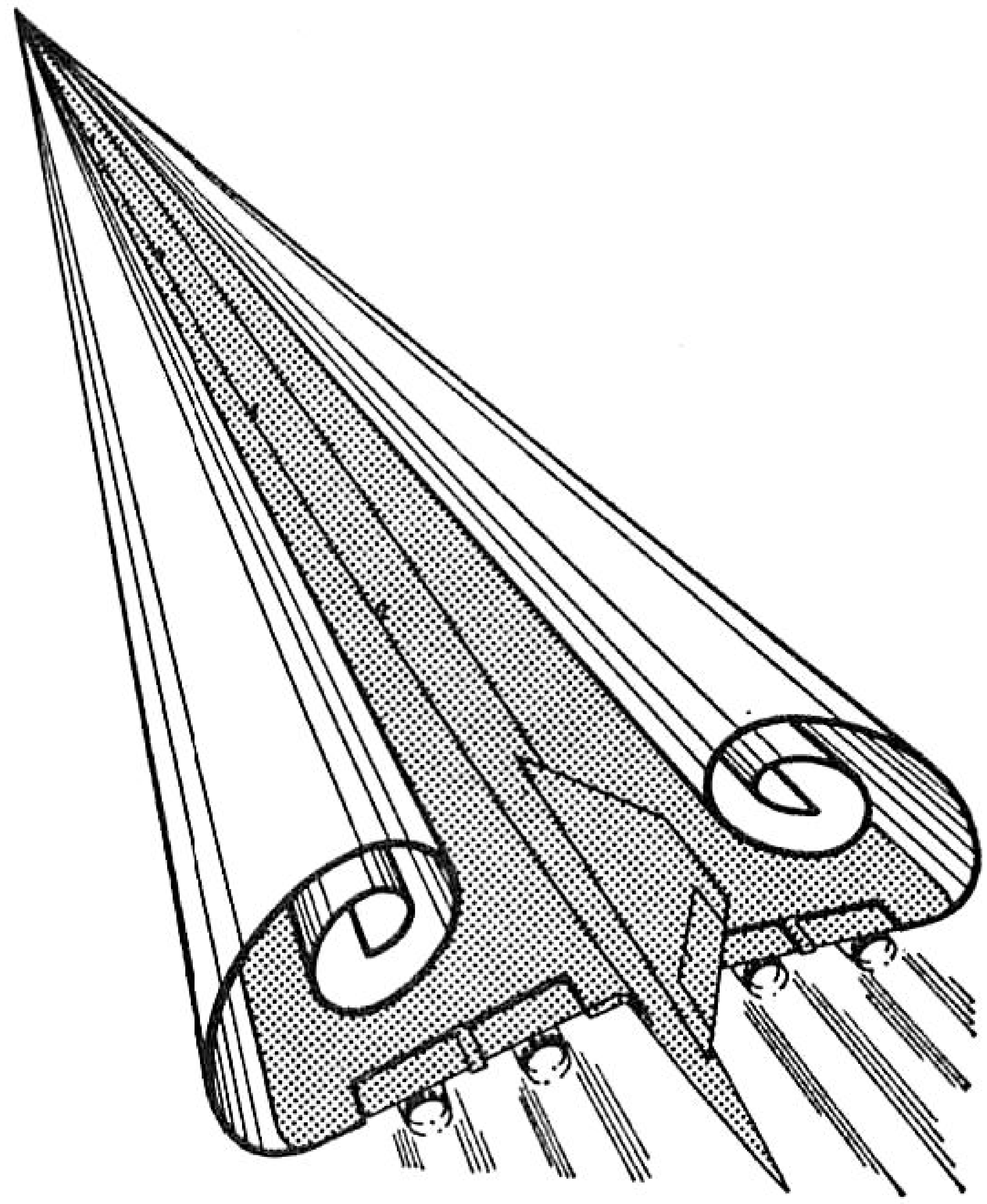
全　長	87.37m
全　幅	43.18m
最大重量	228,036kg
巡航速度	マッハ2.7
航続距離	9,656km
乗　客	250〜321人





5−5　B2707

アメリカのSSTとして最後に落ち着いた案。1971年3月，アメリカ議会は1億3400万ドルにのぼる開発費の政府援助を拒否したため，この飛行機は当分日の目を見ないことになった。失業保険などを含めてアメリカの損失は5億ドルに達した。



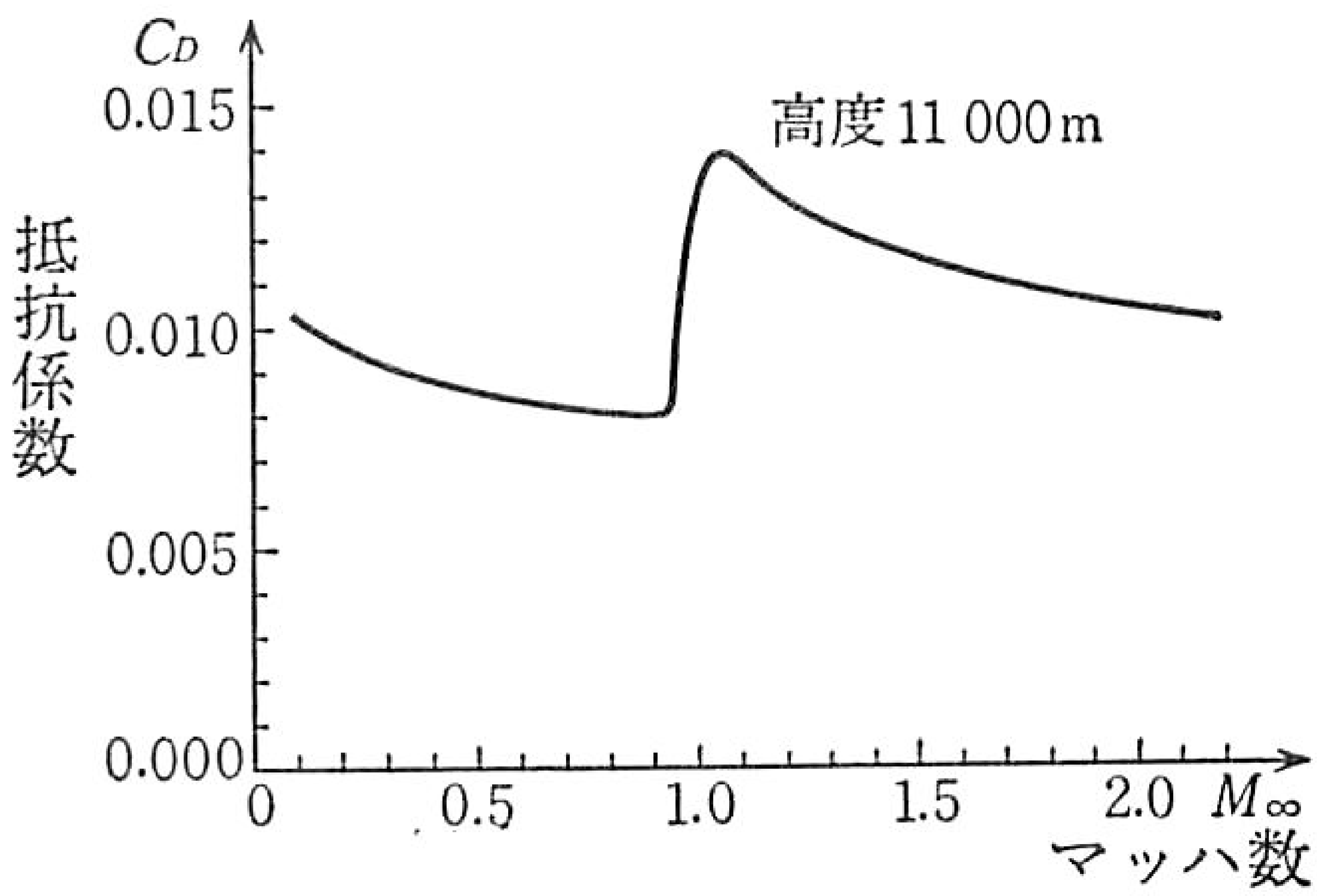
5－6　三角翼上の渦

コンコルドには客船クィーン・エリザベス号の機関出力の二倍にあたる、全部で二八万馬力のロールス・ロイス社のオリンパス五九三ジェット・エンジンが四基付いているが、このエンジンが離陸時にフル回転をして大きな音響を発することは、よく指摘されているとおりである。現在のところこのような大きい推力がないと大きな抵抗に打ち勝って前進することができず、したがって揚力が十分に得られない。

一九七三年六月パリ・エア・ショウでソ連のツポレフ144が離陸後墜落したが、これは迎え角を大きくとりすぎたために抵抗が急増して速度が低下し、そのために失速したものと考えられる。

このような三角翼では、低速時に迎え角をとったとき翼面上に図5―6のような大きな渦が発生し、この渦の中では低圧となるため、結局は上面の圧力が低く下面の圧力が高くなる。そのため翼に揚力が働くのである。三角翼の揚力係数は通常の主翼のように大きくはないが、そのかわり失速特性も図2―4ほどに急速ではない。

一方、抵抗係数は、ある迎え角以上になると急激に増加するので、迎え角を余り大きくしすぎると速度が低下し、結局揚力を失うことになる。そこでSSTでは低速時の迎え角に制限があることになる。



5－7　コンコルドの速度と抵抗係数

空力加熱

音速を超えて速度を増加していくとマッハ数は次第に増大する。マッハ数が1以上になった時の翼の揚力係数、抵抗係数の曲線を見てみると（図5—7に抵抗係数の変化を示した）マッハ数の増大とともに次第にこれらの係数が低下していく。揚力係数が低下しても、前に述べたように速度が大きいから、揚力が速度の二乗に比例するとすれば、重量を十分支えることが可能になる。一方、抵抗係数が次第に小さくなるということは極めて都合のよいことであって、エンジンの推力を現在以上に大きくしなくても、どんどん加速して高い速度にすることができる。

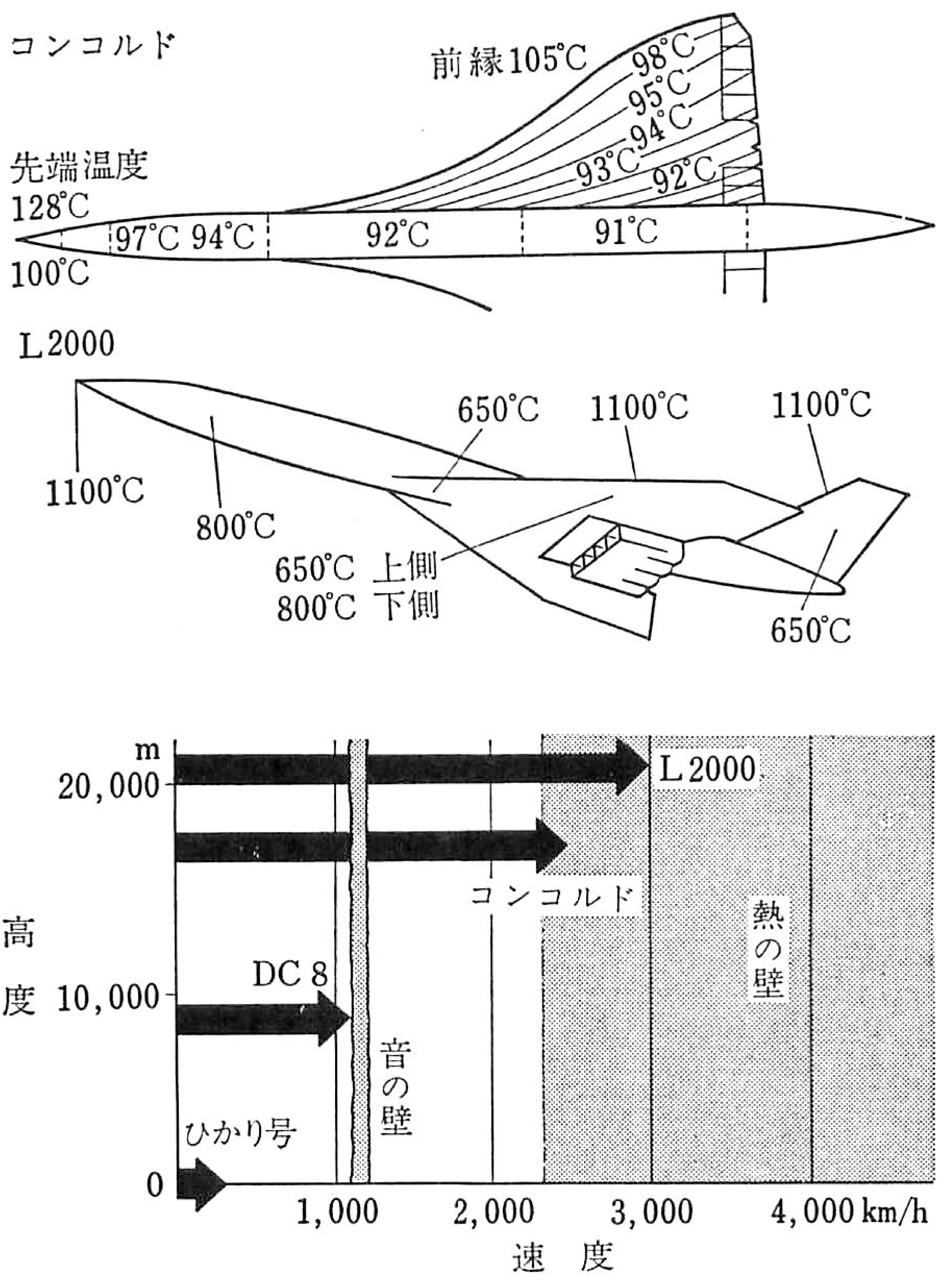
ところで、このような高速では、音の壁をいったんつき破ってしまうとその先には何の障害もなく、いくらでも大きな速度が得られるかというと、必ずしもそうではない。そこには熱の壁という むずかしい問題が残っている。

熱の壁というのは、速度の増大で発生した摩擦熱によって表面の温度が上がるということである。成層圏を飛行する飛行機の外側の温度はマイナス摂氏五〇度程度の低温であるが、コンコルドのようなマッハ二・二程度の飛行機でも、表面の温度は高くなる。この温度の上昇はほぼ速度の三乗に比例するので、速度が高くなればなるほど急速に表面温度が増加する。マッハ三程度の飛行になると、表面温度が摂氏四〇〇度程度に上がることが理論的にわかっている。

このような高い温度になると、図8―1のように飛行機の翼や胴体を構成する金属の強度が低下して、強い外力に耐えられなくなってしまう。そこで、速度をむやみに増加することは機体の破壊をまねく原因になる。速度の増加はこのように熱のためにおさえられるのである。

この高熱を避けるために、金属材料そのものを改良して耐熱性のある材料を用いることや、あるいは、直接に表面を冷却することも考えられているけれども、いずれも技術的にむずかしい。そこで、結局は熱の壁が飛行機の速度を妨げることになってしまう。

そもそも空気は酸素と窒素の分子の集まりであって、それぞれ音の速度に近い速さで自由に運動している。空気の温度が上がると、この自由運動の速度が増加する。



5－8 熱の壁

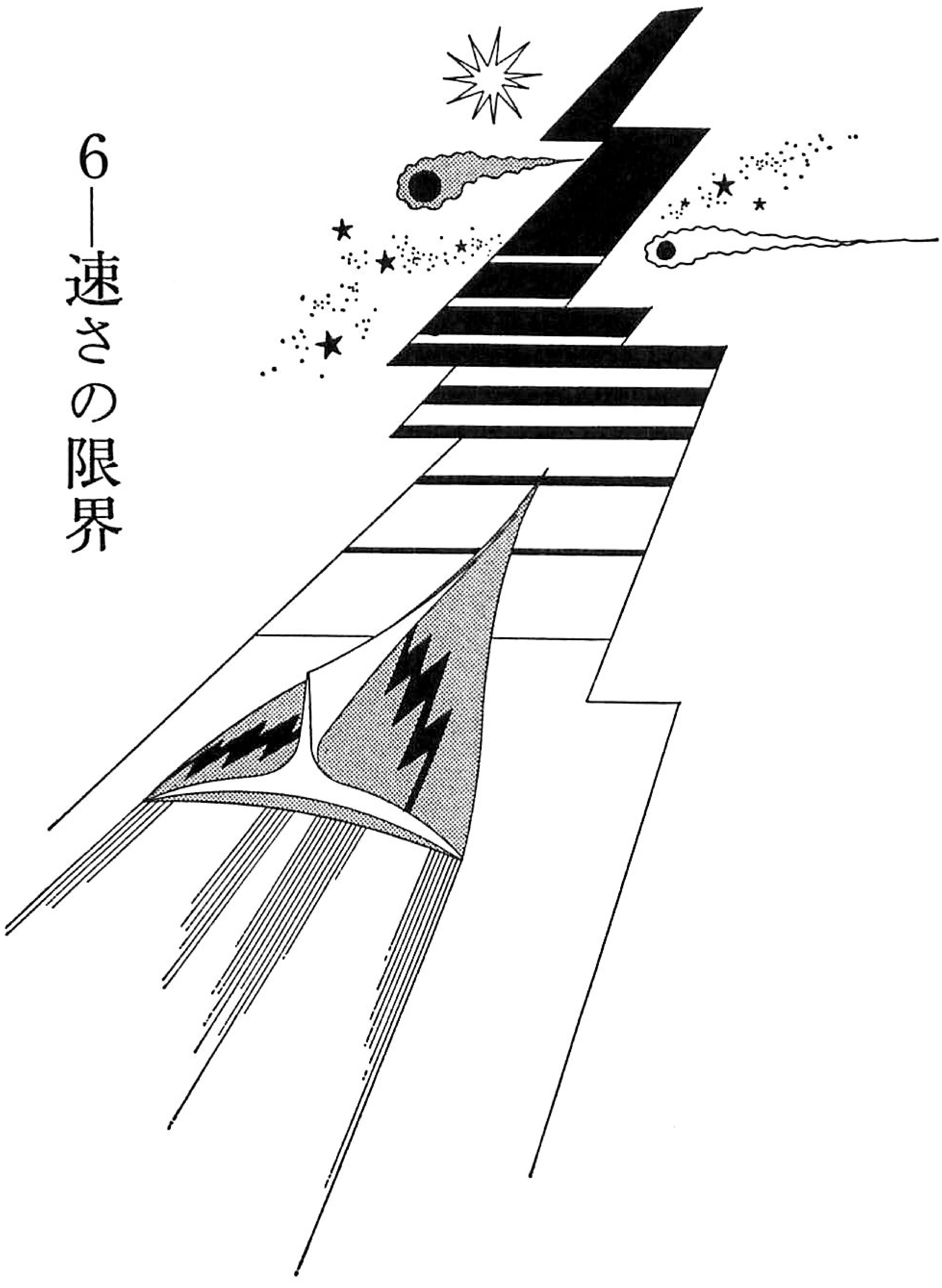
空力加熱は飛行機の高速化の大きな障害となっている。図はコンコルドが高度1万メートルをマッハ2.2で飛行したときの実測温度，下はL2000の表面温度の計算値でスピードの比較も示しておいた。

一方、境界層の中の気体は、この境界層の粘性のために、高速で翼や胴体が空気中を通過すると、それに引きずられて分子運動が大きくなる。この分子運動の増加分が温度になるので、境界層内部の空気温度が高温になり、そのために高い熱が翼や胴体に伝わる。この現象を空気力学的加熱、あるいは簡単に、空力加熱と呼んでいるのである。空力加熱の問題は実際は、宇宙開発においても重要な問題である。

ロケットは大気圏を地球から脱出して宇宙空間を航行することができるようになっているが、この高速の物体が再び地球に帰還する時には大きな空力加熱がおこる。すなわち、アポロ人工衛星の大気圏内に到着した時の速度はおよそ毎秒一〇キロメートルの程度になっている。これはマッハ数であらわすと四〇程度にもなっているので、空力加熱の問題は宇宙開発にとっては大へん困難な問題である。しかし、この極めて大きい加熱から人工衛星のカプセルを防御するための技術は完成しているので、現在宇宙技術では問題が解決されている。

それにしても、超音速輸送機は長時間高速で飛行するので、加熱の程度そのものは人工衛星の大気圏再突入ほどではなくても、加熱時間の極めて長いことが、一つの問題である。このように考えて、現在の技術ではおよそマッハ三というのが飛行輸送機の限度と考えられている。もっとも、戦闘機などになると、戦闘時の極めて短時間だけ高速を出せば十分であるので、マッハ数三以上の飛行機も実現している。アメリカの試験機X—15は一九七〇年マッハ六を記録した。

6——速さの限界



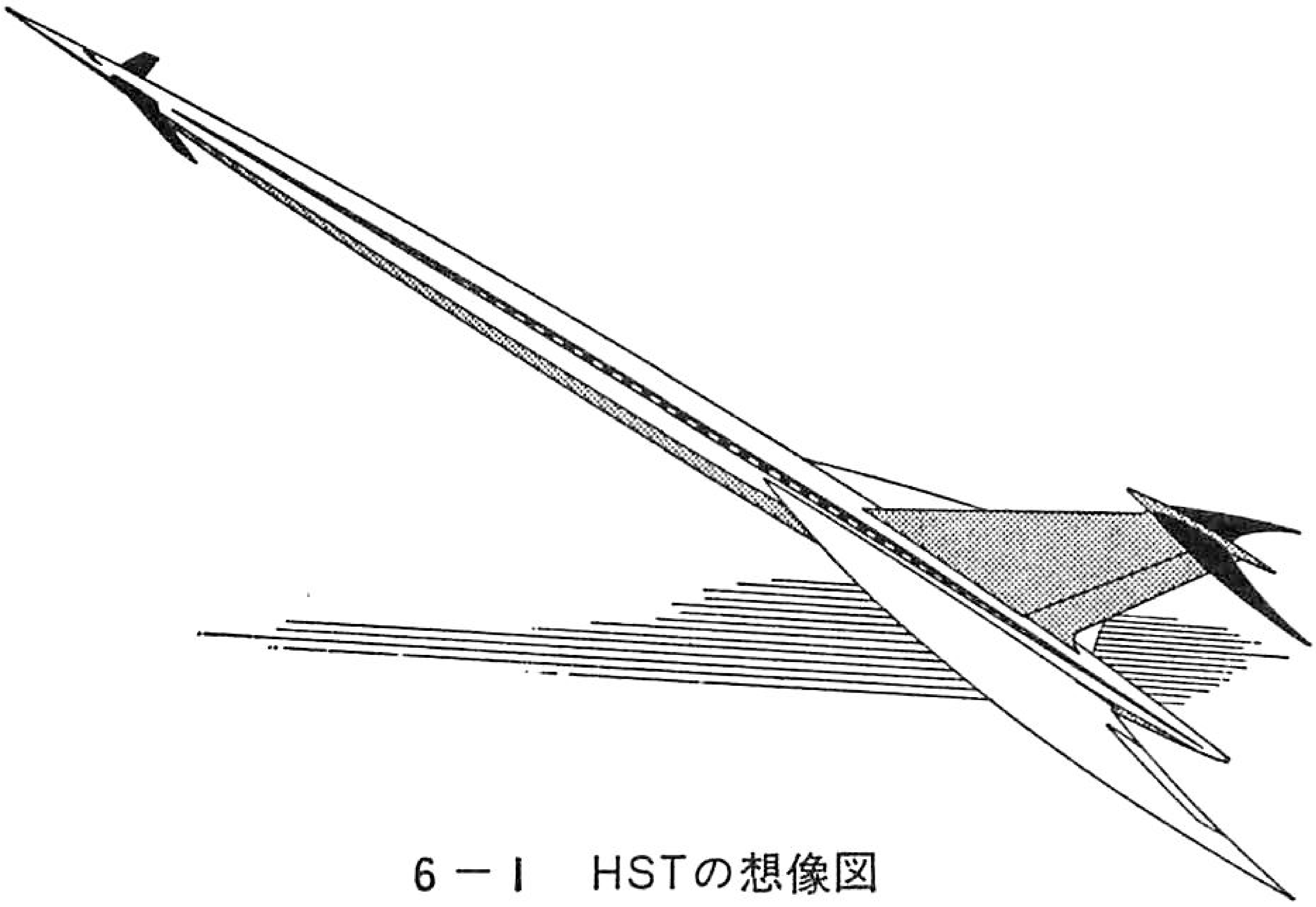
極超音速輸送機—HST

飛行機の生命は、何度も述べているように速さである。目的地に向かって一直線に飛行することができるだけでなく、実際に最も抵抗の少ない状態で飛行するために、飛行機は音の速度を超える速さにまで到達している。

しかし、この速さをさらに増すことができないであろうか。一部においてはすでにこのようなことが試みられている。それは宇宙技術の転用でもある。アポロ計画のあとでスペース・シャトルといって宇宙ステーションと地球の間を往復する乗り物が考えられているが、このスペース・シャトルはマッハ数で三〇以上もの速度に達するものとみられている。しかも、現在旅客機のために使用中である地上の滑走路から飛び立ち、また安全に帰着しなければならない。

マッハ数が一以上の場合を超音速というが、特にその値が五以上である時に極超音速という。この極超音速はハイパー・ソニック（Hypersonic）と呼んでいる。したがって、極超音速輸送機は超音速輸送機SST（Supersonic Transport Plane）に対してHSTと呼ばれている。極超音速輸送機は大ぜいの旅客を乗せて、マッハ数五以上で飛行するのであるが、こうなるとエンジンも機体も従来の航空機とはまったく違ったものになってくる。

まず、熱の壁が重要な問題になる。飛行機がマッハ数五以上で飛行する場合には、どのような



6－1　HSTの想像図

金属をそのままもってきてきても、これほどの高温に耐えることができない。このためには積極的に冷却をする必要がある。また、エンジンも従来のようにケロシン、つまり、石油を燃料とするという考え方を変えて、水素と酸素とを直接混合して爆発させるという、ロケットで用いられているようなエンジンが利用されることになろう。この液体水素を翼の下に還流して、それによって翼の表面を冷却すればよい。図6―1に示したものは、極超音速旅客機の一例である。これは三〇〇人の乗客を乗せて、マッハ五の速度で飛行することができるように、計画されている。

速さの生理的限界

無闇に速度を増加してもパイロットが操縦できなくなるし、乗客も眼がまわって気分が悪くなるから、速度の生理的な限度があるのではないかという議論があ

る。だが生理的に限界があるのは加速度であって、速度ではない。

たとえわずかな加速度でもそれが長い間継続して働くと、速度は時間に比例して増大するから際限なく大きくなることができる。このようにして、理論的には光の速さにまで到達することが可能なのである。

しかし滑走路に着陸するときには、あまり速度が速すぎるとパイロットが判断を間違って事故を起こす危険がある。現在の旅客機の着陸速度は速くても時速二〇〇キロ程度におさえられている。これ以上あまり高速になると、自動着陸装置を利用しても危険が大きいからである。

一方、急旋回飛行や横すべりなどの際におこる遠心力と重力との合成作用が、頭から足の方向に働くと、血液が頭から腹部の内臓や下肢の血管に集まるから脳貧血の症状を呈し眼の前が暗くなるし、また反対の方向に働くと逆に脳に充血をきたす危険がある。このときは眼の前が真っ赤に感ずる。旅客機の場合にかかる加速度はパイロットも乗客も同じであるから、パイロットは特別に訓練されていても、すべての旅客が乗員と同等にタフであるとは保証されない。

このように加速度の方には生理的な限界があるが、速度の方にはそれがない。だから旅客機の速度としてはいくらでも速くなりうることが考えられるのである。

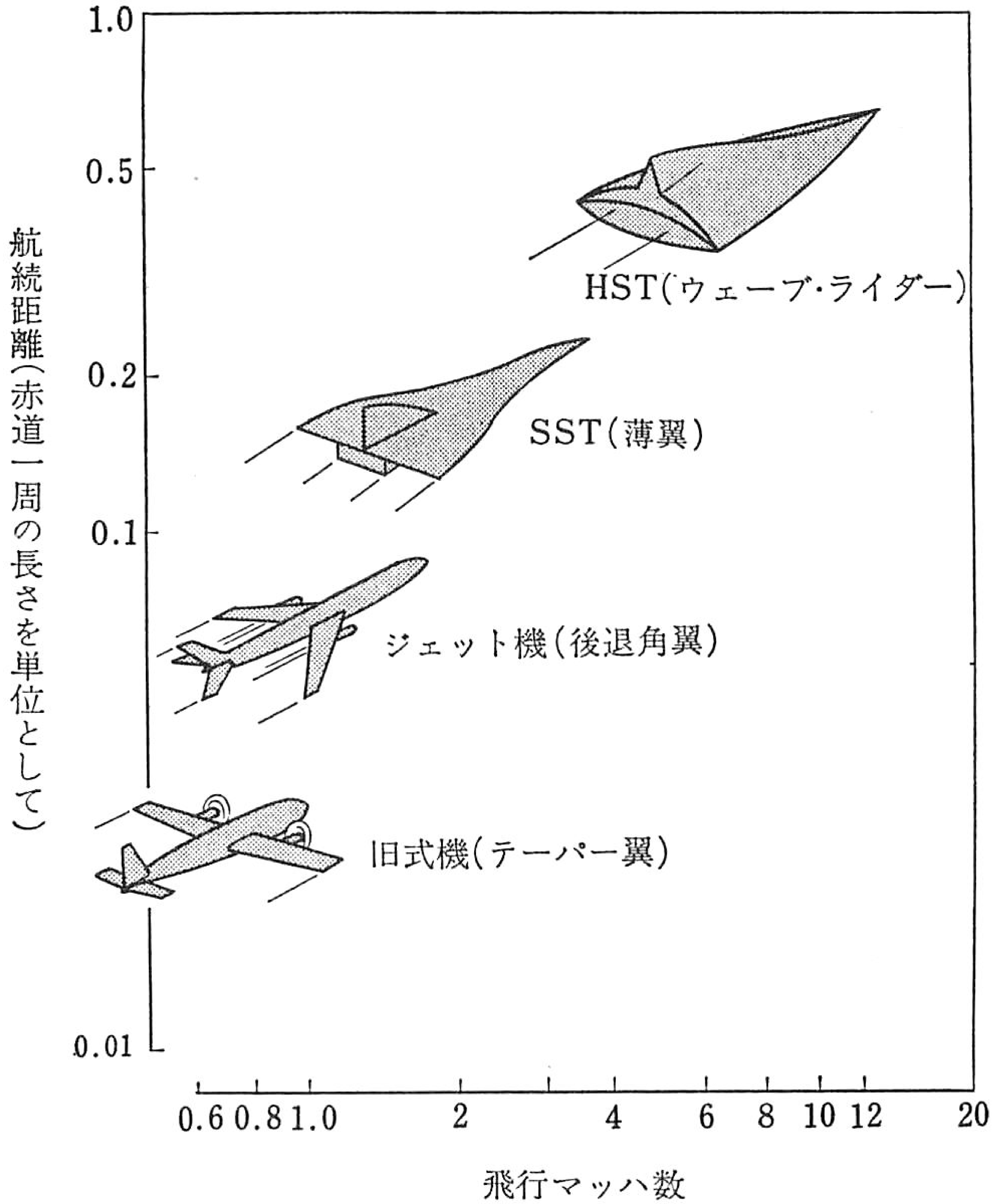
しかし飛行機の運動は速度ゼロから出発して、速度ゼロの状態で終了しなくてはならない。そこで、加速度に制限があるとすれば、速度を大きくするには時間を要し、また超高速度から着陸

するには時間を掛けて減速しなければならない。このため極超音機は結局相当な遠距離でなくては利用価値がないことになる。

そんなに急いで何処へ行く

一方では、このような速い旅行が果たして必要であるかどうかという問題もおきてきている。例えばコンコルドが完成したとして、パリを朝出発するとニューヨーク到着はわずか三時間後であるが、現地時間ではまだ夜が明けきらない状態である。そこでニューヨークに一日いて、現地時間の夕方に立ってパリへ帰るとすると、パリの現地時間では真夜中の十二時頃ということになる。これは、パリからニューヨークへ行って仕事をする場合には非常に効率的であり、朝食や遅い夕食を自分の家でとり、ニューヨークで仕事をすることも可能であろう。しかし反対にニューヨークからパリに行って仕事をし、ニューヨークへ帰るとすると、時差の関係で非常に非能率的になってしまう。例えば、ニューヨークを朝立って三時間後にパリに着くとすると、パリはすでに夕方の時間になっている。

しかし、旅行している本人はまだニューヨーク時間では正午前ということで、ニューヨークの人達が寝ている間に仕事をすることができればともかくとして、その日のうちに日帰りでニューヨークに帰ろうとすると、寝ているパリっ子を起こしてつき合ってもらわなければならないであ



6－2　航空機の速度と航続距離

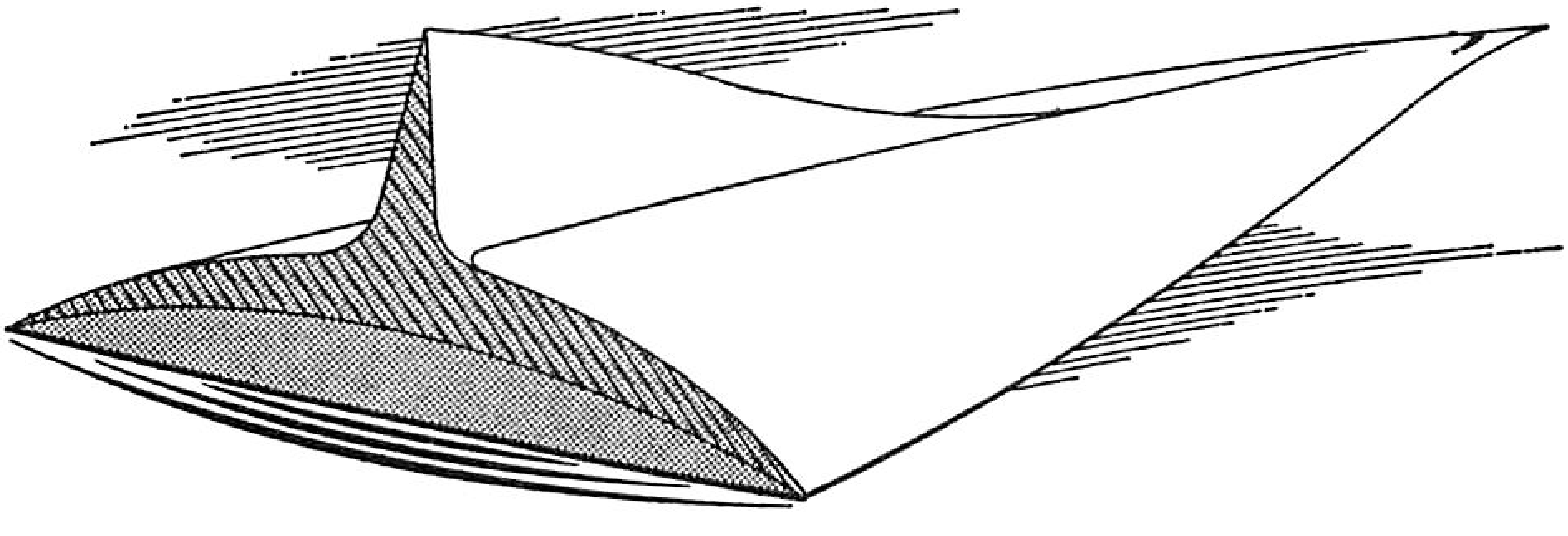
飛行機が無着陸で飛行できる距離を航続距離という。燃料をたくさん搭載したり，空中で給油したりすると航続距離は長くすることができるが，それにも限度がある。

ろう。そして、夜明け前にニューヨークを出発して、夜パリに到着ということになる。したがって、それ以上速さを速くしても無駄であるということも考えられている。

このように緯度線に沿って東西に移動する時には不便なこともあるが、子午線に沿って南北に旅行する場合、例えば、東京からオーストラリアに向かうとすれば、現在、ジェット機でも乗りかえ時間を含めて一三時間以上かかっているコースが、四時間程度に短縮されることになる。超音速機のSSTの存在価値が十分あることになるのである。さらにこれをHSTによるとすれば、速度はほとんど二倍以上になるから、東京―シドニー間は二時間程度になって、日帰りでオーストラリアに行くことも可能になるし、又、大西洋を越えるビジネスは極めて簡単になると思われる。

もっとも、人間それほど急いで仕事をする必要があるであろうかという反省も同時におこなわれているわけで、人間の生活の方がこのような高速の乗り物には適合しなくなってしまう。これがSST、HST無用論の根拠である。

しかし、移動は旅行の手段であって目的ではない。昔、東海道五十三次を徒歩で歩いた時には、富士山の景色を観賞することや道中の名物を賞味することも楽しみの一つであった。ところが、現在、新幹線の旅客はこのような楽しみのすべてを奪われているが、特にそのために文句を言う人も少ないように思う。



6－3　衝撃波に乗って飛ぶウェーブ・ライダー

ウェーブ・ライダー

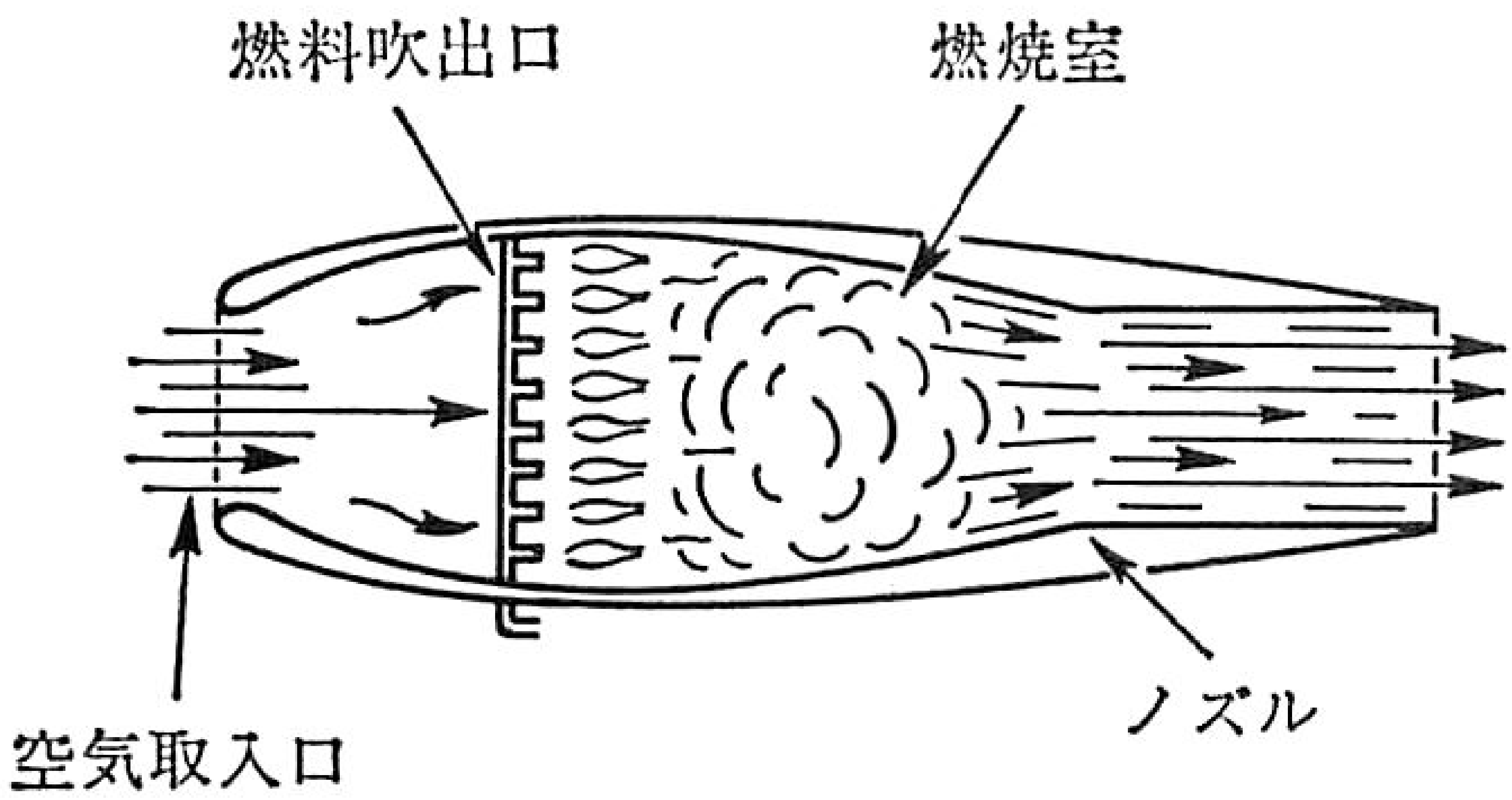
水上スキーは曳航されていないと沈んでしまうが、スピードを増すと、スキーで波をうまく押さえて水上を滑走することができる。

衝撃波は高速飛行では障害となるが、衝撃波の後方では前方に比べて圧力が増加するから、これを利用して三角翼の揚力を作ることができる。すなわち図6－3のように平面形が三角で断面が下に凹んだ三角翼が大きい迎え角で先端方向に極超音速で進行するとき、翼端から発生する強い衝撃波によって翼の下面の圧力が大きくなり、このため翼全体として大きな揚力が得られる。この形式をウェーブ・ライダーという。

この方法では飛行機は強力なエンジンによって推進されることが必要である。このような高速になると、上空の希薄な大気はたんにせきとめられただけで高圧になるから、ジェッ

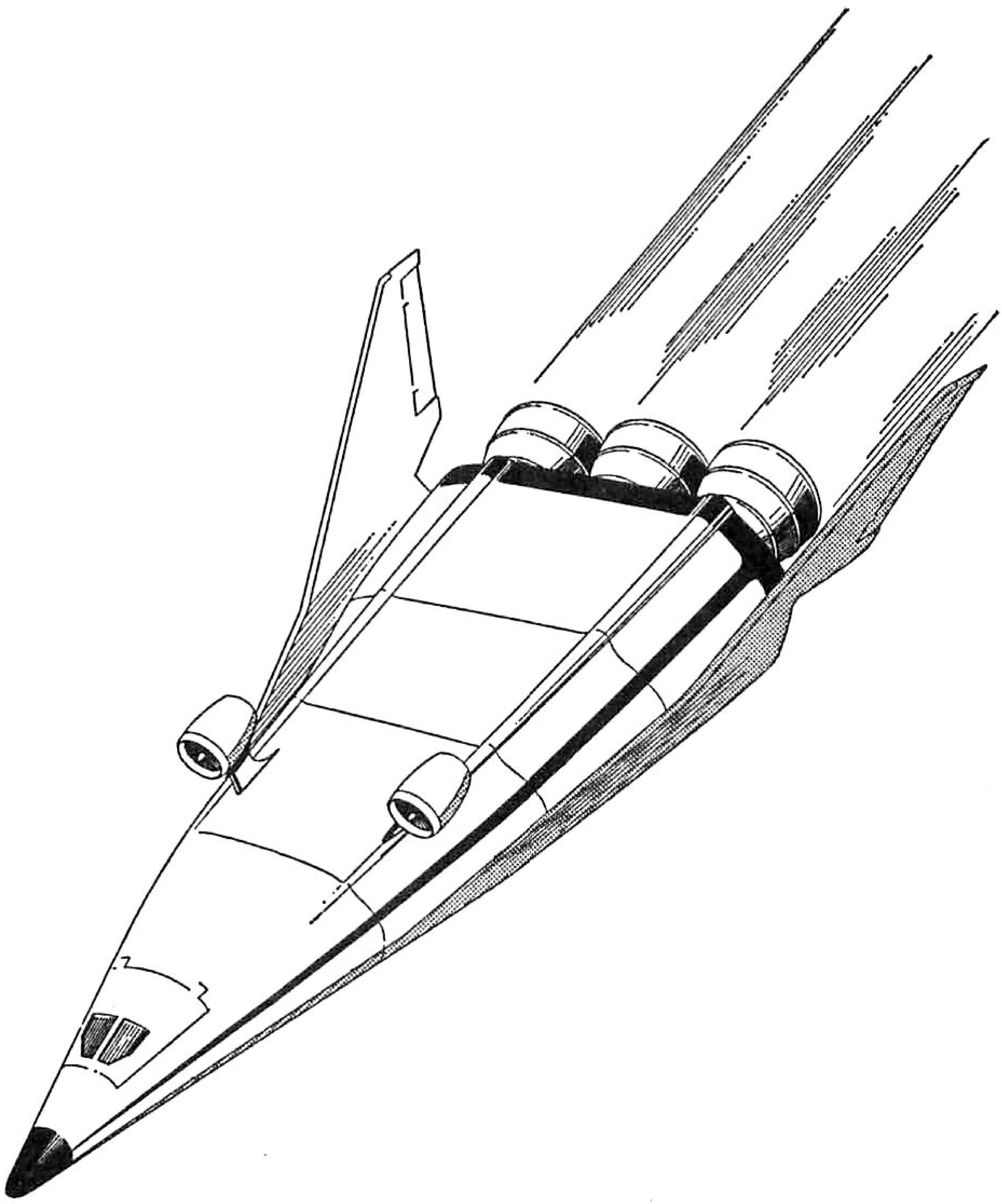
ト・エンジンのようにコンプレッサーは不必要になって、構造は図6―4に示したようにかえって簡単になる。これをラム・ジェットという。

十分強い衝撃波に乗ることができるためには、ウェーブ・ライダーは音速の五倍（マッハ五）以上で進行しなければならない。これは時速五〇〇〇キロ以上に相当するから、東京―大阪間のような短距離の飛行にはむしろ不向きで、少なくとも東京―サンフランシスコ間程度の飛行距離がないとメリットが発揮できない。したがってウェーブ・ライダーは必然的に長距離機になる。



6―4　ラム・ジェットの構造

しかし輸送機は地球上の二地点間を往来する限り、地球の半周（約二万キロ）以上の航続能力があっても意味がない。東京からアメリカ大陸を越えて香港まで無着陸で飛べてもあまり利用価値がないわけである。したがってウェーブ・ライダーの航続距離は図6―2のようになる。これが実用化されるのはまだ大分先のことであろうが、もう文字通り地球は一つ、誰でも隣人ということになる。



スペース・シャトル

6－5　宇宙飛行機の一例

ブースターで打上げられた後に切りはなされ，衛星や宇宙工場へ乗客，貨物の運搬をする。飛行場へは自力で着陸できる。これは50人のりのスペース・シャトルである。

スペース・シャトル

図6―5は五〇人の乗客を宇宙空間にある宇宙ステーションや、時によっては月面等へ運び、また地上へ連れもどすことのできるスペース・シャトルである。このようなものができると、宇宙旅行は宇宙飛行士のように特殊な訓練をうけた人だけのものではなくて、通常の旅客機の場合のようにだれでも乗ることができるようになる。

しかし、これに乗って宇宙旅行をしたいという乗客が何人あるかは、今のところ見当もつかない。それでもこの旅客機が完成すると、それによって狭い地球から離れて宇宙旅行を楽しむことができるようになるかもしれない。しかし実際にこのような巨大な宇宙飛行機が製造されるかどうかは、今のところはまだよくわかっていない。

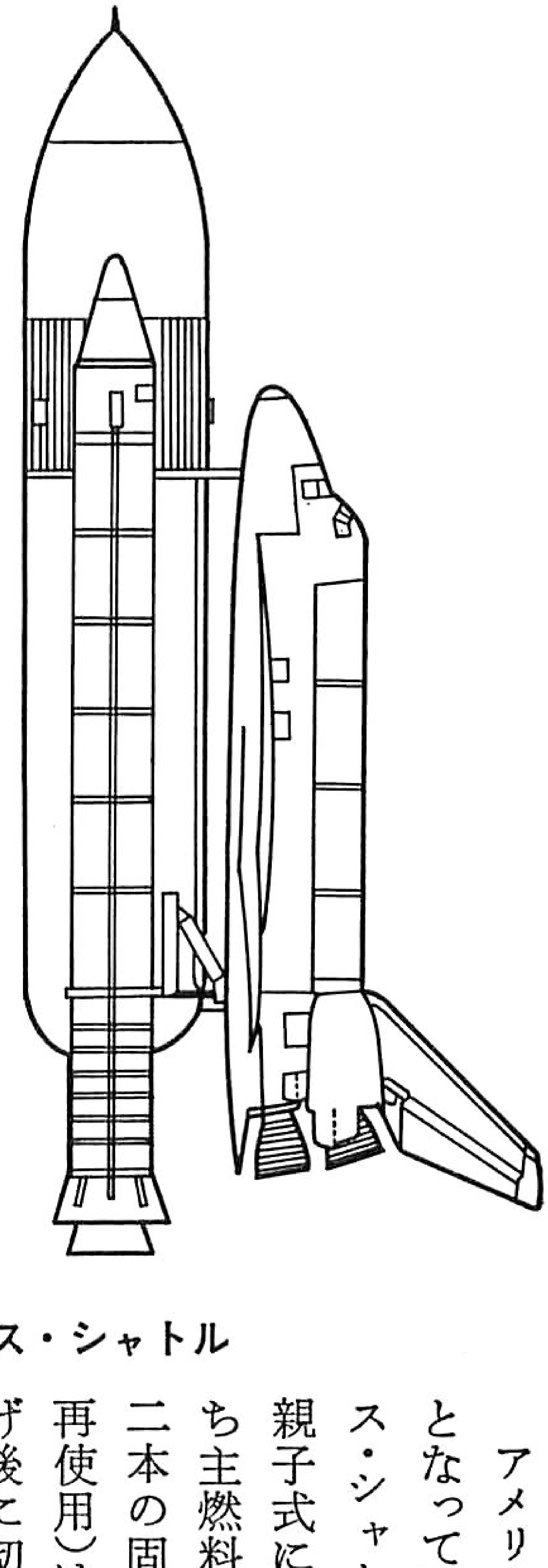
この図6―5は、宇宙飛行機が発射ロケットから切り離されて飛行している状態を示している。現在アメリカで進行中のスペース・シャトル計画はこれよりもずっと小型のもので、今のところ乗客としては、やはり科学者等の専門家がこれに乗るものと考えられている。

いずれの時代が来ても、重力にうちかつ揚力がなければ飛行機は飛び立つことができないので、要はこの揚力を何によって求め、どのような方法で得るかということである。飛行機は亜音速から超音速にかわった時に大きく形がかわったが、今後も速度の変化に応じてその形態はかわっていくものと考えられる。

《要目》
オービター
全長：37.24m
全高：17.27m
全幅：23.79m
重量：96,163kg（着陸時）
メインエンジン推力：
170,000kg×３本
最大乗員：７名

外部燃料タンク
全長：47m
直径：8.4m
重量：756,441kg（満積時）

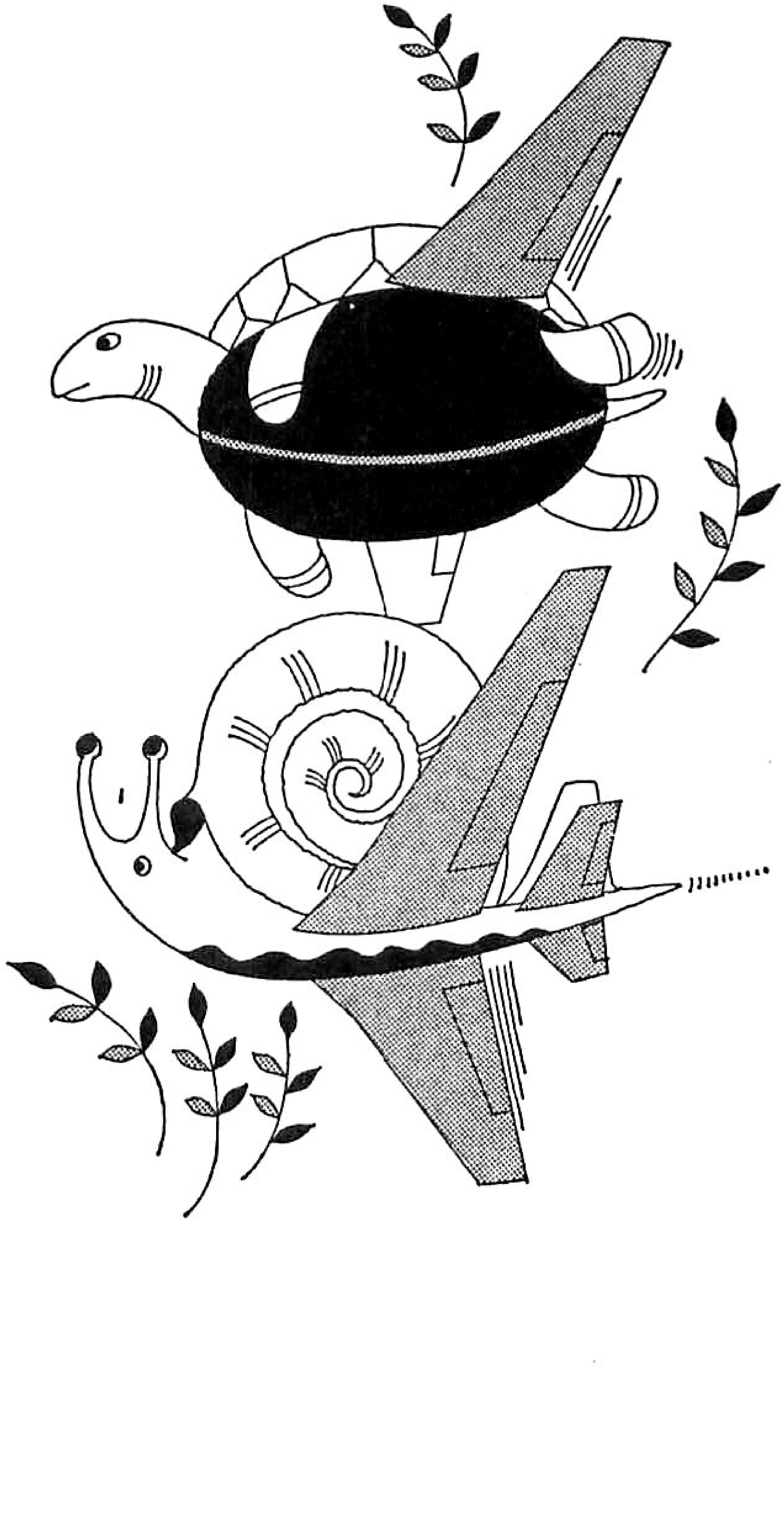
固体燃料ロケット
全長：45.46m
直径：3.8m
重量：589,670kg×２本
推力：1,202,000kg×２本

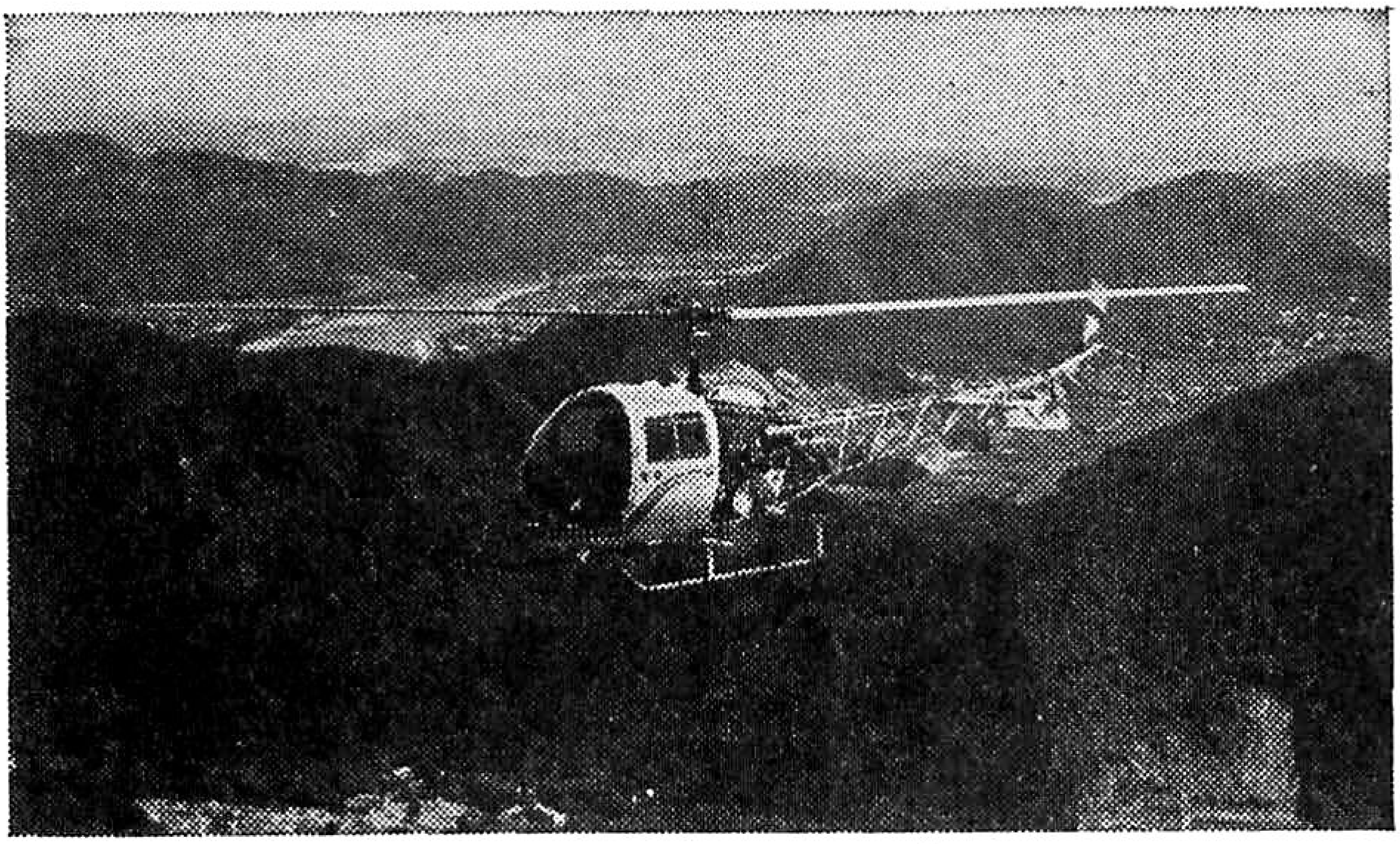


6―6　スペース・シャトル

アメリカのNASAが中心となって開発しているスペース・シャトルは上図のように親子式になっている。このうち主燃料タンク（使い捨て）、二本の固体ロケット（外筒は再使用）は、いずれも打ちあげ後に切り離され、オービターと呼ばれる部分だけが単独で宇宙空間を航行して地上に帰還する。このオービターには翼がついていて、ダグラスDC―9ほどの大きさがある。しかし、最大搭載重量は三〇トンを超え、全重量は七五〇トンにもなる。

7——遅さの限界





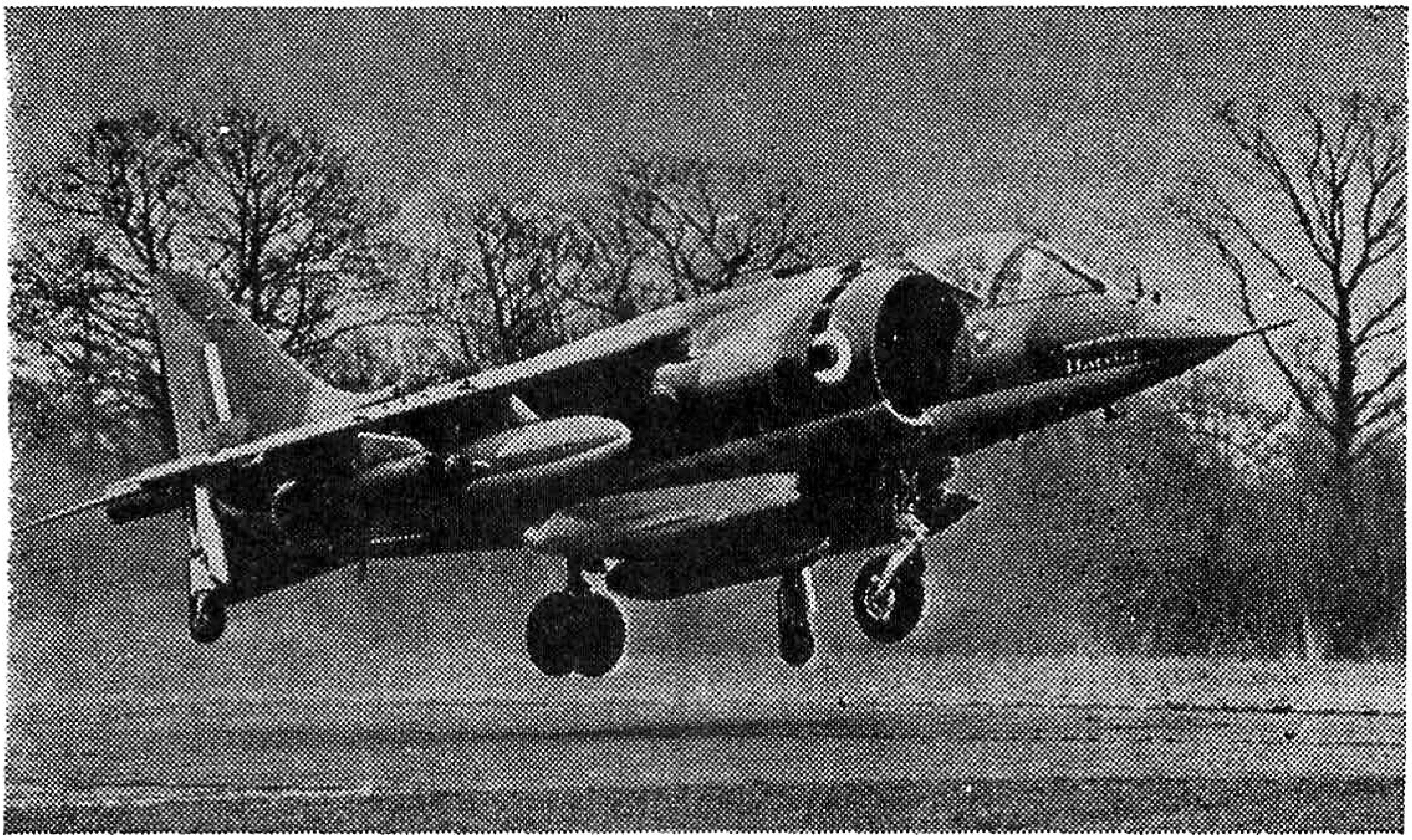
7－1　KH-4ヘリコプター

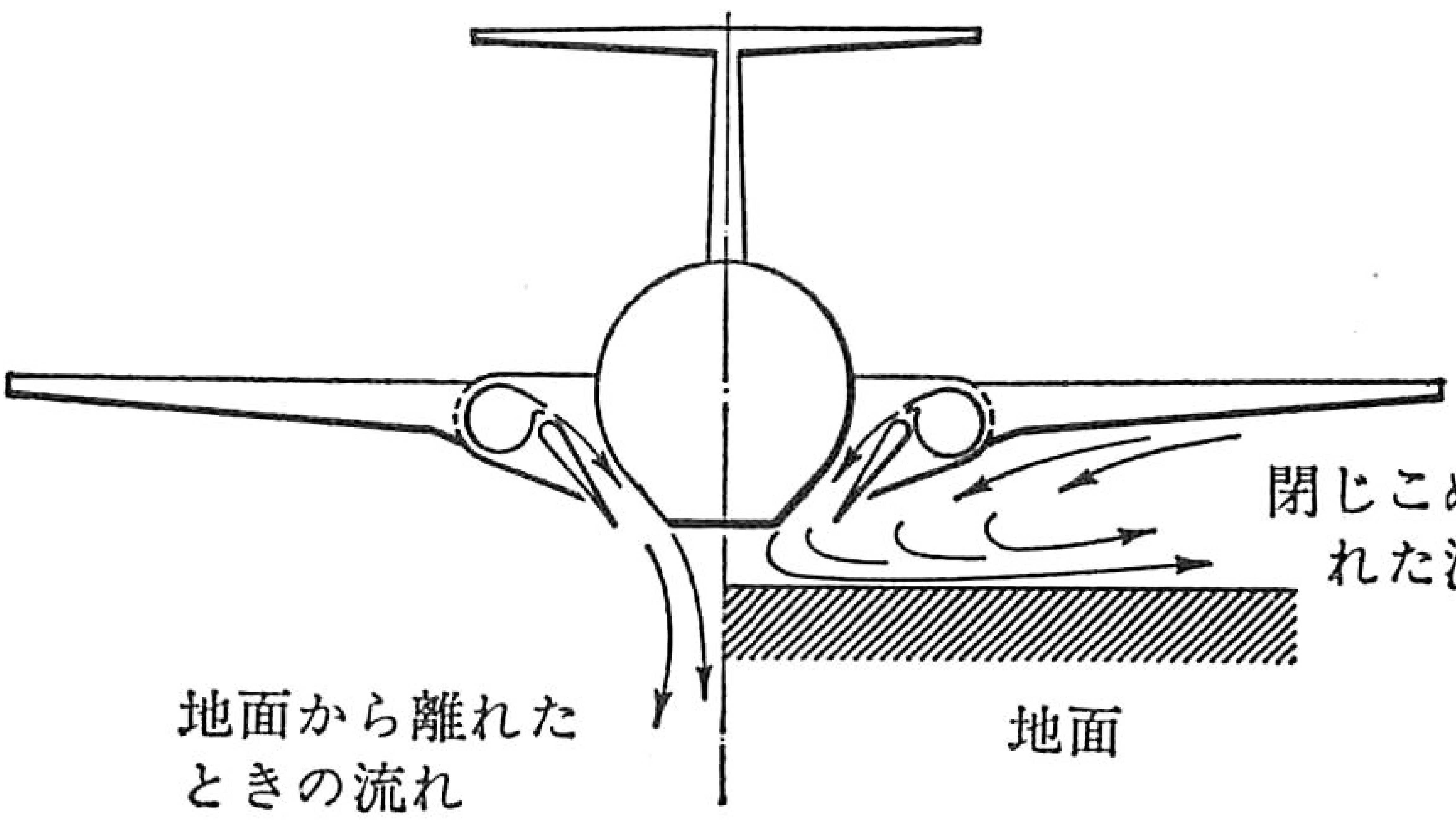
川崎重工製作。ベル社47G－3B（3人乗り）を4人乗りに設計変更。270馬力空冷エンジン付き。

空中に停止できるか

飛行機の、遅いほうの限界はどの程度であろうか。速度を遅くすると失速状態になって揚力を失い、重力にうちかって空中にとどまることができない。しかし、昆虫のアブやハチのように空中に停止したり、前後左右に動いたりすることはこれもまた一つの航空の目的でもある。実際にこのようなことの実用化として一番よく知られているのは、上図のようなヘリコプターである。その原理はだれにでも容易に理解できよう。すなわち、プロペラを上方に向けて、ちょうど重力とバランスする程度の推力を出すならば、空中で停止することができることになる。

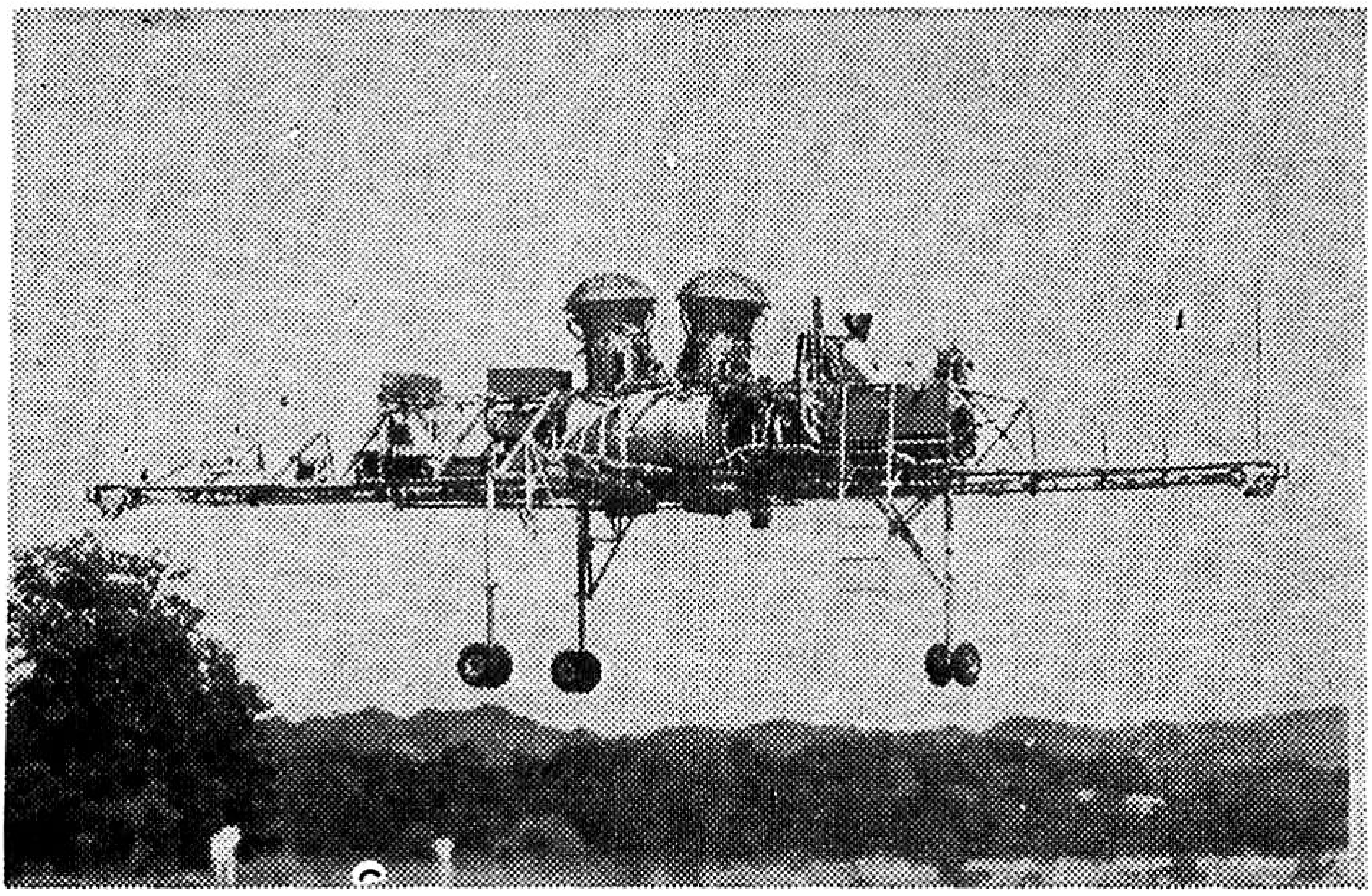
ヘリコプターを前進させるには、機体を前に倒してプロペラ面を斜め前方に向ければ、推力がそ





7－2 ハリヤー（VTOL機）

垂直離着陸機ハリヤーで，イギリス・ホーカーシドレー社製。1966年初飛行。ジェット・エンジンの排気を真下に向けて噴出して高い揚力を出すことができる。下の図はその原理を示したもの。地面に近いほど有効である。



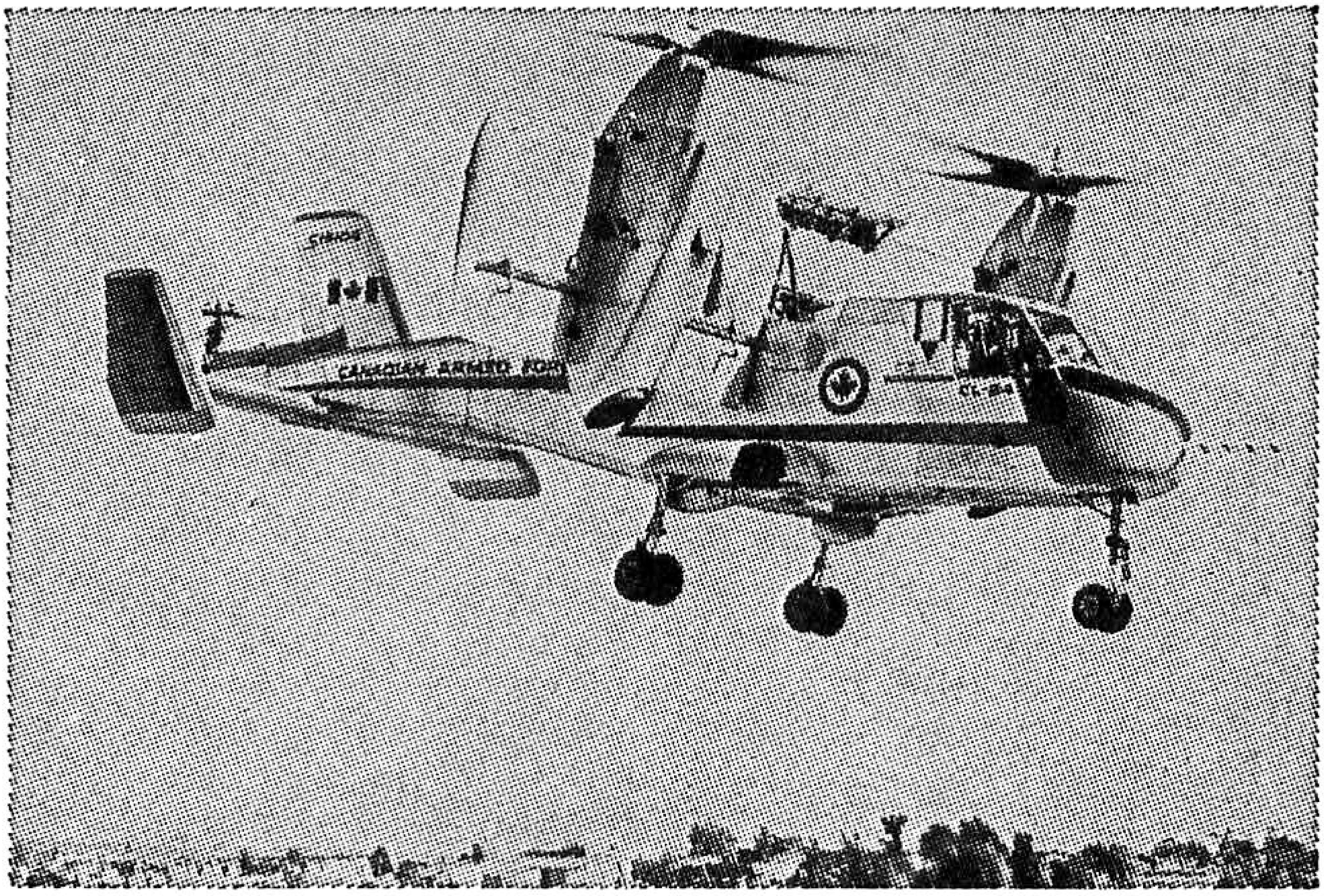
7－3　航空宇宙研のリフト・エンジン

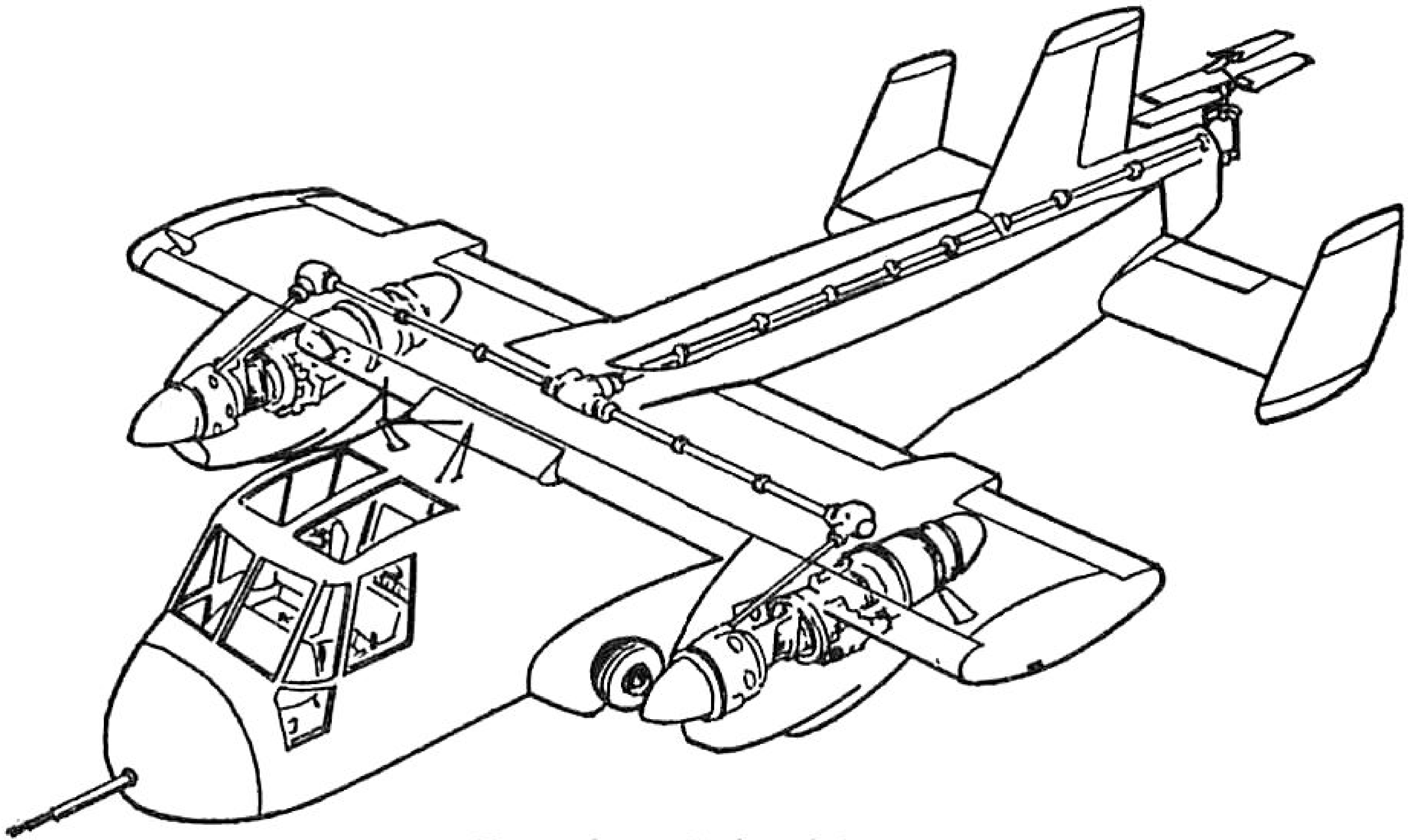
の方向に働くから前進することができる。
　このようにして自由に飛行することができるが、そのときプロペラの果たす役割は前にも述べたようにその断面が翼型であることから、飛行機の主翼の役目とかわらない。すなわち推力が揚力となるとしても、あるいは下向きに空気を動かす反作用で上向きの力がでるとしてもよい。しかしヘリコプターはその形が極めて複雑であるし、そのうえ大きなプロペラを所有していて、プロペラの先端の速度が音速を超えないようにするには余り大きな前進速度を出すことはむずかしい。
　ヘリコプターではいろいろな改良が加えられて、新しいものでは速度も増大してきているけれども、結局前進速度はそれほど速くはできない。すなわちこの事情は、空中に停止するために速度の方を犠牲にしてしまったということができよ

う。これに対して図7―2の飛行機はイギリスで開発されたハリアーである。現在、この飛行機はまだ戦闘機の段階であるけれども、ジェット・エンジンの排気を下向きに吹き出して、それによって垂直方向に飛び上がることができるものである。

そこで、このように空港のいらない飛行機は一つの理想ではあるが、今後の飛行機を考えてみるとどのようなものがでてくるかは正直のところ予測がむずかしい。しかし例えば今から一〇年後あるいは二〇年後には、狭いところから離着陸をして高速で飛行し、必要があれば空中で停止することもできるような垂直離着陸機VTOL（ブトール）（Vertical Takeoff and Landing）という種類の飛行機が旅客機として成り立つかもわからない。前に述べたハリアーはまだ軍用機であるが、今後エンジンの改良によって、このような旅客機が出現するかもしれない。わが国においても航空宇宙技術研究所が中心になって写真7―3に示すような実験に成功して、エンジンの重さの二〇倍もの推力を出す、軽量で強力なエンジンの開発に成功している。

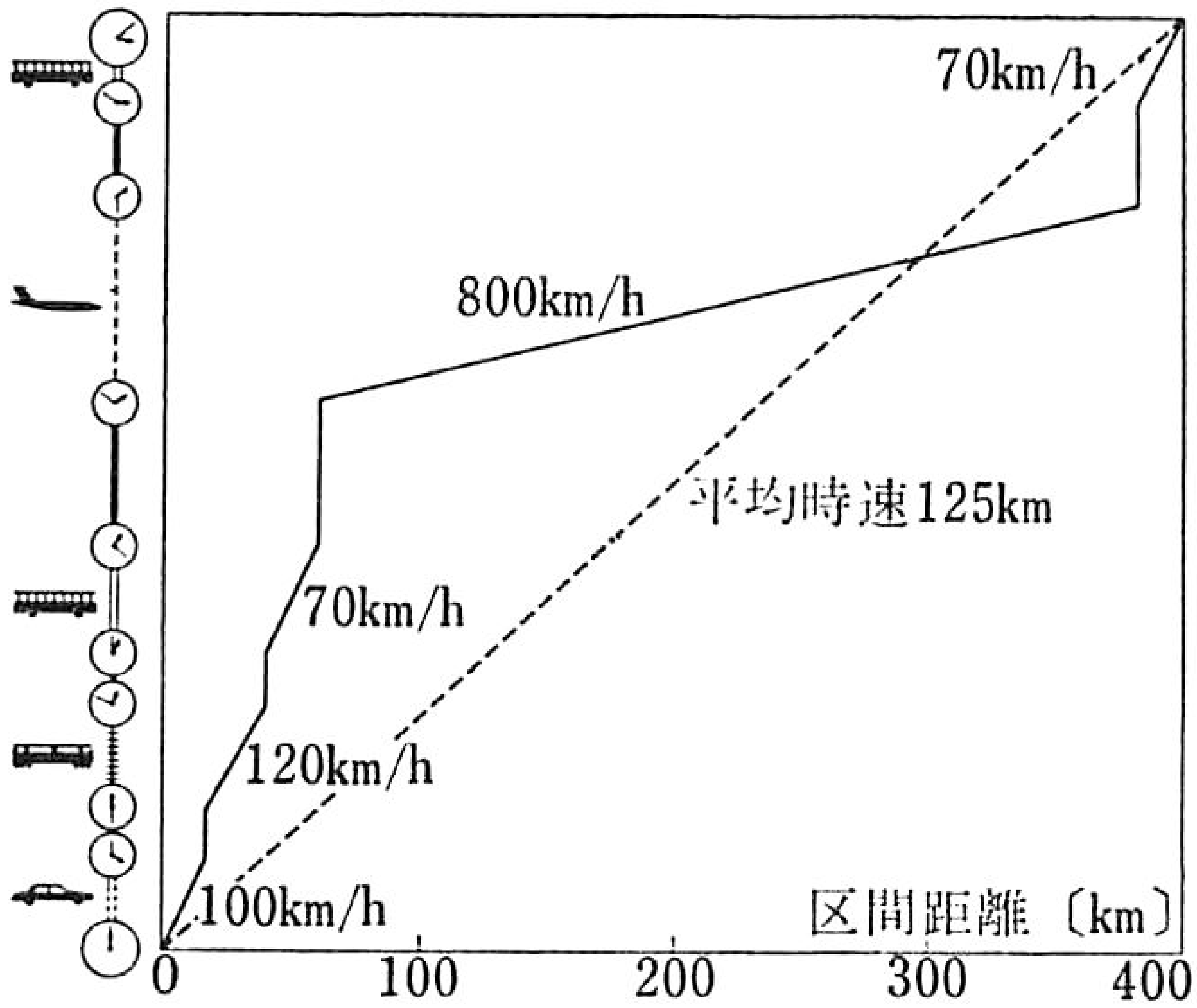
これはまだ試験の段階であるが、自分の重さの何十倍もの推力を出すようなエンジンがともかく完成したのである。しかしこのような翼のない飛行機では、エンジンの停止は直ちに揚力喪失を意味し、墜落に直結するから、エンジンの信頼度が余程大きくない限り、われわれの生命を託するわけにはゆかない。





7－4　CL-84

カナダ・エア社製ＶＳＴＯＬ試作機。油圧で翼全体を上向けにして垂直に離陸ができる。1965年に初飛行に成功したが現在でもなお開発研究を続行中である。この種の実験機が成功して実用化されるまでには長い年月が必要である。機構は下図に示す。



7－5　都市間旅行の時間分析

ストール・システム

飛行機の速度がいかに速くなっても、家から空港まで行くのに時間がかかっては何にもならない。そこで都心に空港があることが望ましいが、例の騒音問題のほかに空港の用地の問題がある。とくにわが国のように土地の価格が著しく高いところでは、都市近郊でも大きな飛行場を建設することは容易ではない。

図7—5は都心間の旅行に航空機を利用した場合の所要時間や無駄時間を示したものである。時間の経過とともに位置（距離）が変化しているのは動いていることを示し、反対に時間が経っても位置が変化しないのは、待ち合わせのために無駄に消費される時間を表している。

というわけで、短い滑走路でも発着できる短距離離着陸機(STOL)とか垂直に離着できる垂直離着陸機（VTOL）とかが考えられているわけである。滑走路距離を短縮すると、それだけ余計にエンジンの推力を増やさな

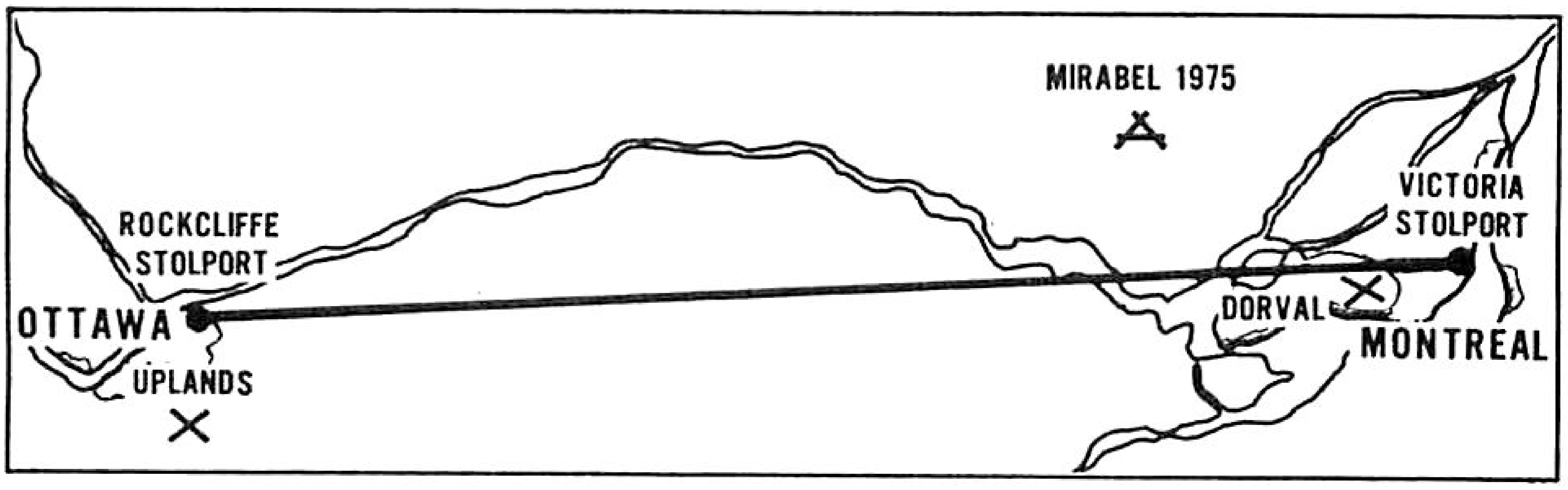
ければならない。しかしこれは、土地代を飛行機の価格や燃料費の増加分で補っているものと考えれば納得できる。軽くて強力なエンジンができれば、昆虫のように自由に飛んだり空中で停止することもできよう。しかしこの際、翼を利用しないとすると、重さの分だけは常に上向きに支えていなければならないので損である。したがってエンジンの技術が発達しても、飛行機から翼がなくなることはないであろう。

飛行機だけでなくて他の交通機関も発展している。大型の水中翼船や磁石の反発力を利用した磁気浮上の高速列車も考えられている。自動車もいつまでも今の姿ではなく、改良が加えられるであろう。大切なことは、これらの交通輸送手段を一つのシステムとして考え、最適な組み合わせによって便益を高めることである。

飛行機を利用する旅客はますます増える傾向にあるが、一方ではユックリズムといって、何もそう急ぐことはない、飛行機でなくても船でも十分ではないかという議論も確かにある。

新幹線が計画されたときもそのような主張がなされた。東京から大阪へ行くのに特急のつばめで七時間で行けるから十分ではないかというのである。しかし新幹線が実際に開通してしまうと、たんに従来の東海道線を利用していた人が乗り換えただけではなくて、日帰りができるからという理由で、さらに多くの人が利用するようになった。

このように、旅行時間の短縮はビジネスを誘発し、旅客を増やす傾向がある。こうして航空旅



7—6　カナダのストール・システム

客は年々急激に増加し、空港の混雑はますます激しくなった。

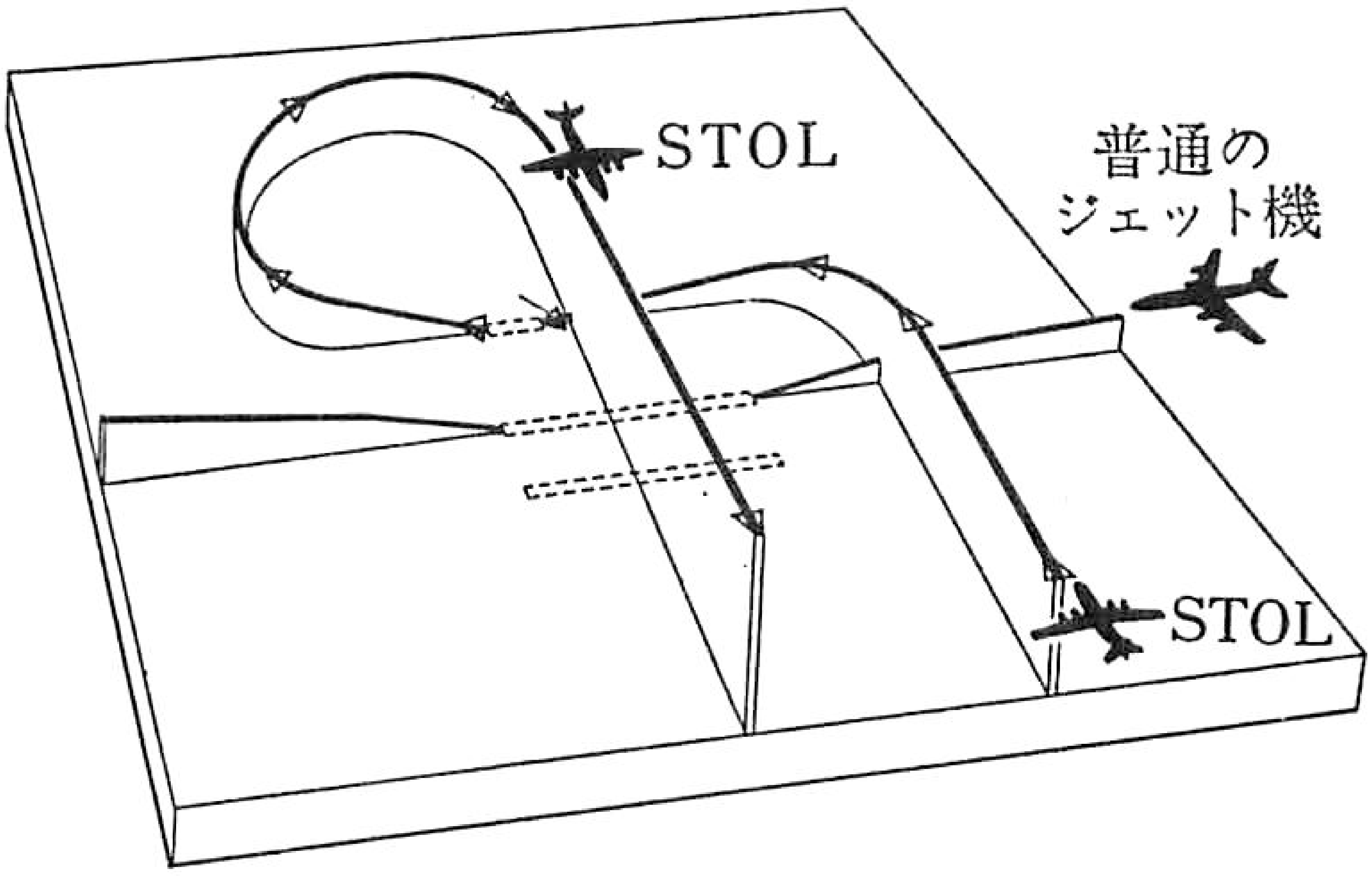
カナダのストール・システム

カナダの航空産業はアメリカ、イギリスに比べてそれほど大きくないが、国の工業開発の方針に従って独自の努力を続けてきた。この一〇年とくに力を注いできたのは高揚力装置を装着した短距離離着陸機（STOL）と垂直離着陸機（VTOL）の研究、開発であって、この分野では世界の航空工業で第一位の地位を占めている。

カナダは土地がアメリカ合衆国やヨーロッパ大陸よりも広く、人口はわが国の六分の一にも達しないので、平均的な人口密度は小さいが、特に最近の人口の都市集中の傾向はこの国でも例外ではなく、大都市周辺での飛行場建設は次第に困難になってきている。

カナダ・デハビランド社では一九七五年早々に五四人乗りのストール旅客機DHC—7の初飛行を計画しているが、それに先立って三年近くの間DHC—6を使用して実際のストール運航の実験をしてきた。

これは首府のオタワからオタワ河沿いに、商工業の中心であるモント

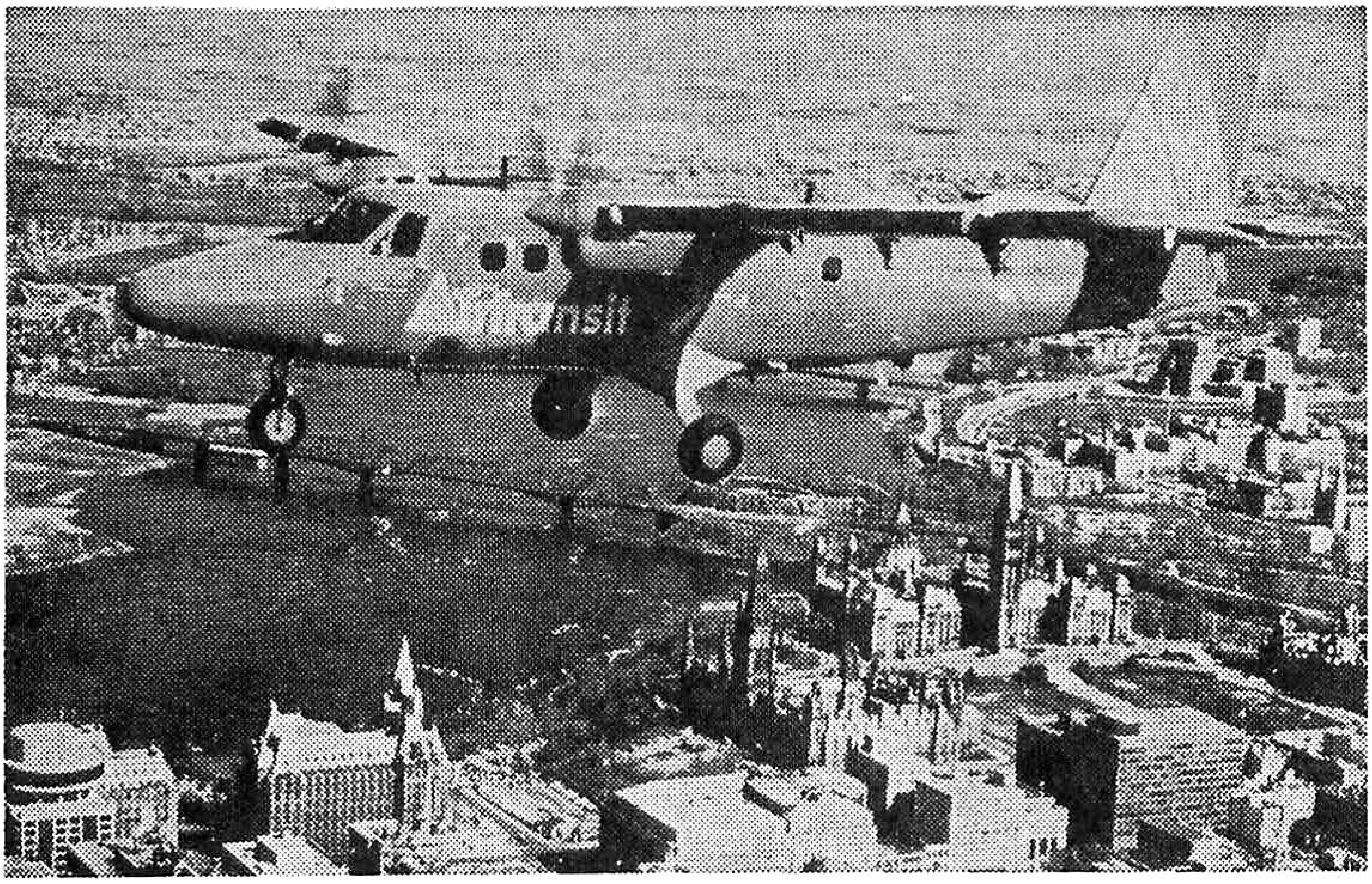


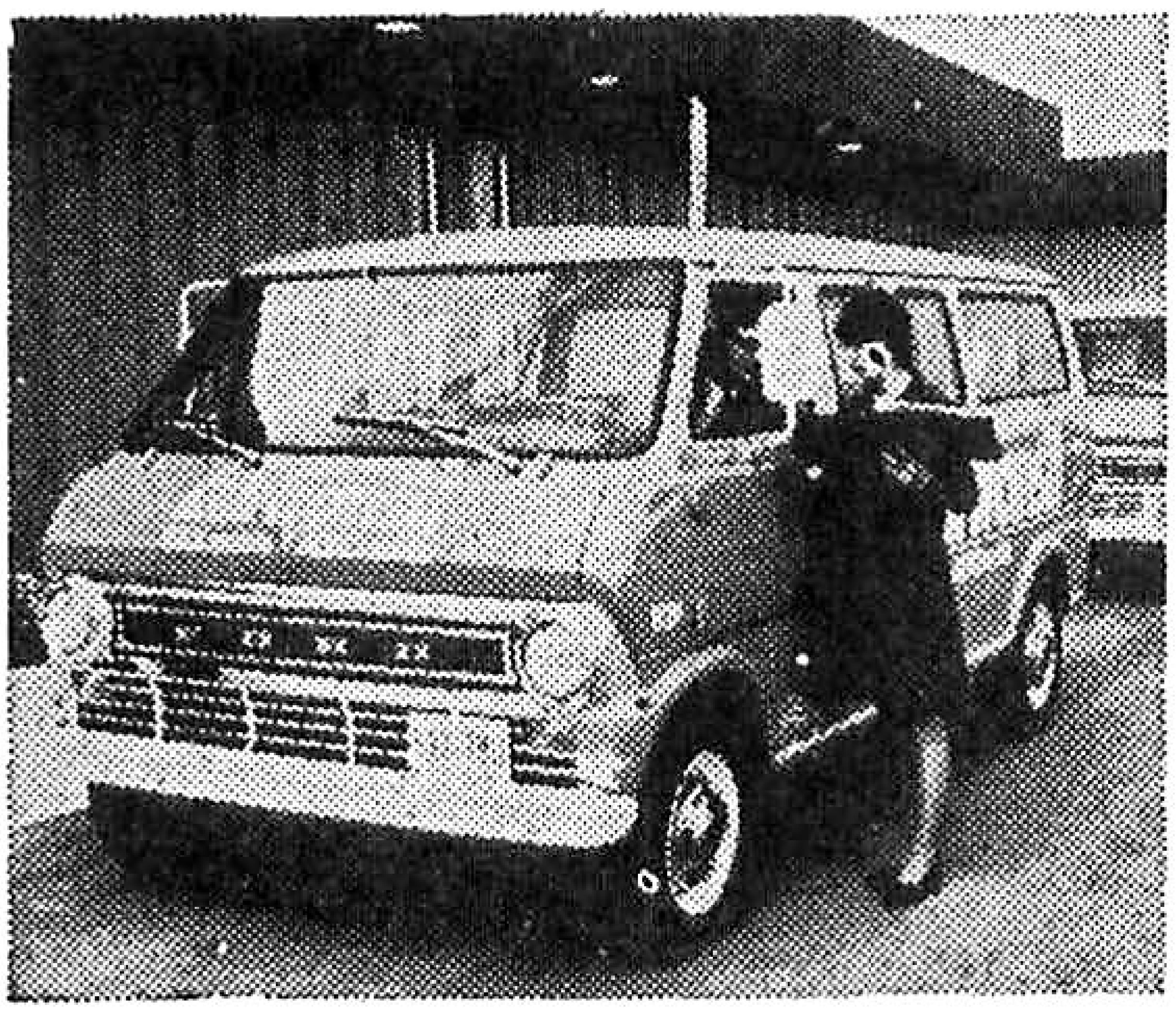
7―7　通常機とストール機の同一空港での離着

リオールまで二〇〇キロを航行するのである。直線距離にしてだいたい東京―浜松間に相当している。この区間を現在午前八時から午後一〇時まで正確に一時間毎に運航している。飛行時間が正味四五分、空港での搭乗手続きなどにおよそ一〇分を必要とするが、ストール空港は両市の国際空港よりは遙かに都心に近く、オタワでは外交官などが住む高級住宅地、モントリオールでは万博跡地で、東京ならば隅田川か多摩川の河川敷のような場所に設置されている。そこで都心のホテルから空港まではオタワで一五分、モントリオールで約五分で、都心から都心までの実際の旅行所要時間は一時間半の程度である。

カナダのストール・システムの特長は、たんに空港の建設、航空機の開発のみにとどまらずそれに付随する地域航空管制（R－NAV）、超短波誘導着陸装置（MLS）からストールモビルと称する空港―ホテル間の連絡バス・サービスや切符予約制度まで、全体を一つの体系として運用している点である。

これからの航空旅行が旅客にとって便利なものであるためには、たんに航空機だけの性能向上





ストール・システムの中に組みこまれているストール・バス

7－8　DHC-6（ツイン・オッター）

カナダ，エアトランジット社のSTOL機DHC－6。旅客11人（通常20人収容），乗員2名，全長620メートルの都心の滑走路から，離着できる。オタワ上空を飛行中の光景。低空で飛行しても騒音が低いので問題はない。DHC－6は1965年初飛行。300機以上が就航中。

にとどまらず、全体がシステムとして有機的に結合し、相互に影響しあってよい効果をもたらすようになっていなければならない。カナダでは運航の監督をする運輸省、工業を支援する通産省のような官庁と航空工業界とが一体となって、国策としてストール・システムの開発に努力している。

離・着陸

飛行機が離陸するとき、風に向かって滑走する。地面に対する速度は追い風のときの方が速くなるが、離陸に必要な揚力は、主翼にあたる空気の速度の自乗に比例する。向かい風のときには主翼にあたる空気の速度は風速に前進速度を加えたものに等しくなるから、風の速度が大きいと、飛行機の前進速度がそれほど大きくなくても十分な揚力が得られることになる。つまり離陸するまでの滑走距離は無風のときに比べて短くてすむ。着陸のときも同様に風に向かって着陸する。

滑走路に直角に風が吹いているときには、その風速は揚力を得るためには役に立たない。おまけに飛行機は横風をうけると風の方向に機首を向ける性質があって、この性質を方向安定性という。そこで横風離着陸のときには飛行機が滑走路からとび出す傾向があるので操縦がむずかしくなる。飛行場ではこの横風に対応して、主な滑走路のほかに通常もう一本の、これに直交する滑走路をつくってある。

飛行機が離陸するまでにどれだけの滑走路長を必要とするかは、飛行機の重要な性能の一つである。離陸のための滑走路は飛行機の重量が大きいほど、また抵抗が大きいほど長い路長が必要で、揚力係数が大きいほど、主翼面積が大きいほど、またエンジンの出力が大きいほど短くてすむ。離陸滑走時にはフラップを下げて揚力係数を大きくし、更にエンジンをフル回転して出力を最大にする。このとき車輪と路面との間の摩擦抵抗がマイナスの作用をする。滑走中または離陸直後にエンジンが故障して推力が落ちると事故の原因となるので、双発または三発、四発の飛行機では、一つのエンジンが停止しても安全に離陸できることが要求される。

着陸に必要な滑走路長は接地時の速度が遅いほど、滑走中の抵抗が大きいほど短くてすむ。そこで着陸態勢に入るとフラップを下げ、推力を落として、速度をできるだけ減らしながら空港に近づいてくる。速度が下がると揚力が低下するから飛行機は地面に降下してくるが、しかしこの姿勢では揚力係数が大きいから、速度が小さくても重量をある程度支えるだけの揚力は保たれている。たとえわずかな高さでも、揚力が急になくなると飛行機は地面に衝突して壊れてしまうだろう。このようにして、着地時の速度は十分に遅い。それから後は抵抗を増加するため翼面から抵抗板（スポイラー）をたてたり、エンジンの推力をゼロまたは逆向きに回転したりする。そして最後には車輪にブレーキを掛けて停止する。

7　遅さの限界

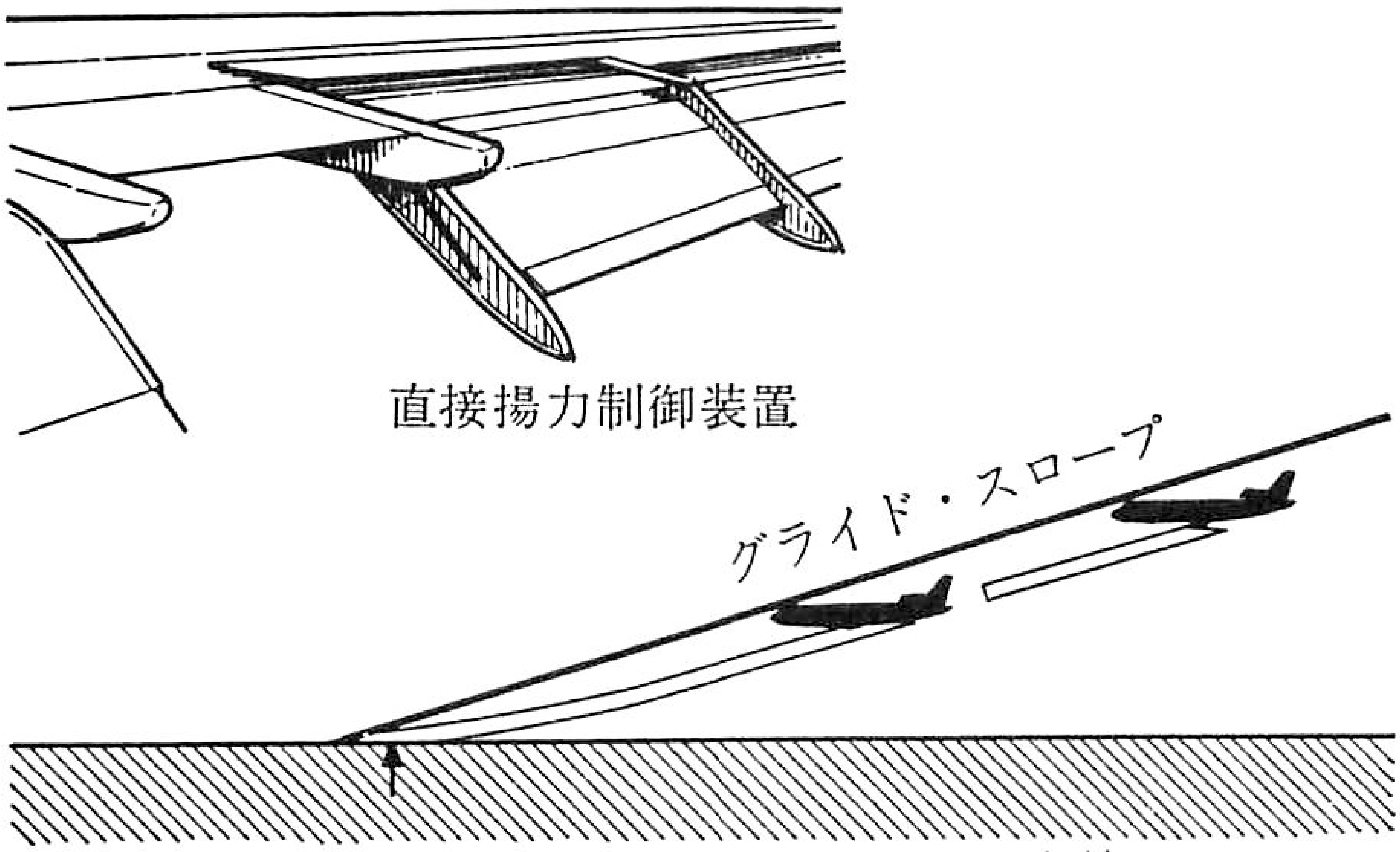
このように、着陸の際にも短い滑走路で安全に停止するには、揚力係数を大きくして、着陸速

度を低下させることが必要になる。飛行機が長い空路を飛んで目的地に到達するときには燃料を消費してしまっているので、その分だけ重量が軽くなっているから、必要な揚力が小さくてすみ、速度を減らすのに都合がよい。

飛行機が着陸するのに必要な滑走路長は、離陸に必要なそれよりも短くてよいが、飛行機は往復の航空路に使われるから、飛行場には離陸と着陸の両方ともに利用する長い滑走路が必要になる。羽田、大阪のような長い滑走路から離陸して短い滑走路の地方空港に向かった大型機は、帰りは、離陸時の重量を減らすため定員よりも乗客を減らすことがある。しかしこれは大型機の有効な使用法ではない。

空気中の物体はアルキメデスの原理によってそれと同体積の空気の重さだけの浮力をうける。しかし空気は軽いから、この浮力は極めて小さい。例えばボーイング747のようなジャンボ機でも体積はおよそ八〇〇立方メートルで、その分の空気の重量はたかだか一トン程度である。そこで浮力は機体重量に比べて十分に無視することができる。水素やヘリウムのような軽い気体は空気に比べて単位体積あたりの質量が一〇分の一程度であるから、したがって気球や飛行船はこの浮力で空中に浮かぶことができるのである。

ジェット機は離陸後の上昇時には機体軸が急な角度で傾いている。このため胴体の長いDC－8－62やB727－200では、通路が機首に向けて急坂のようになることがある。



7－9　グライド・スロープと接地姿勢

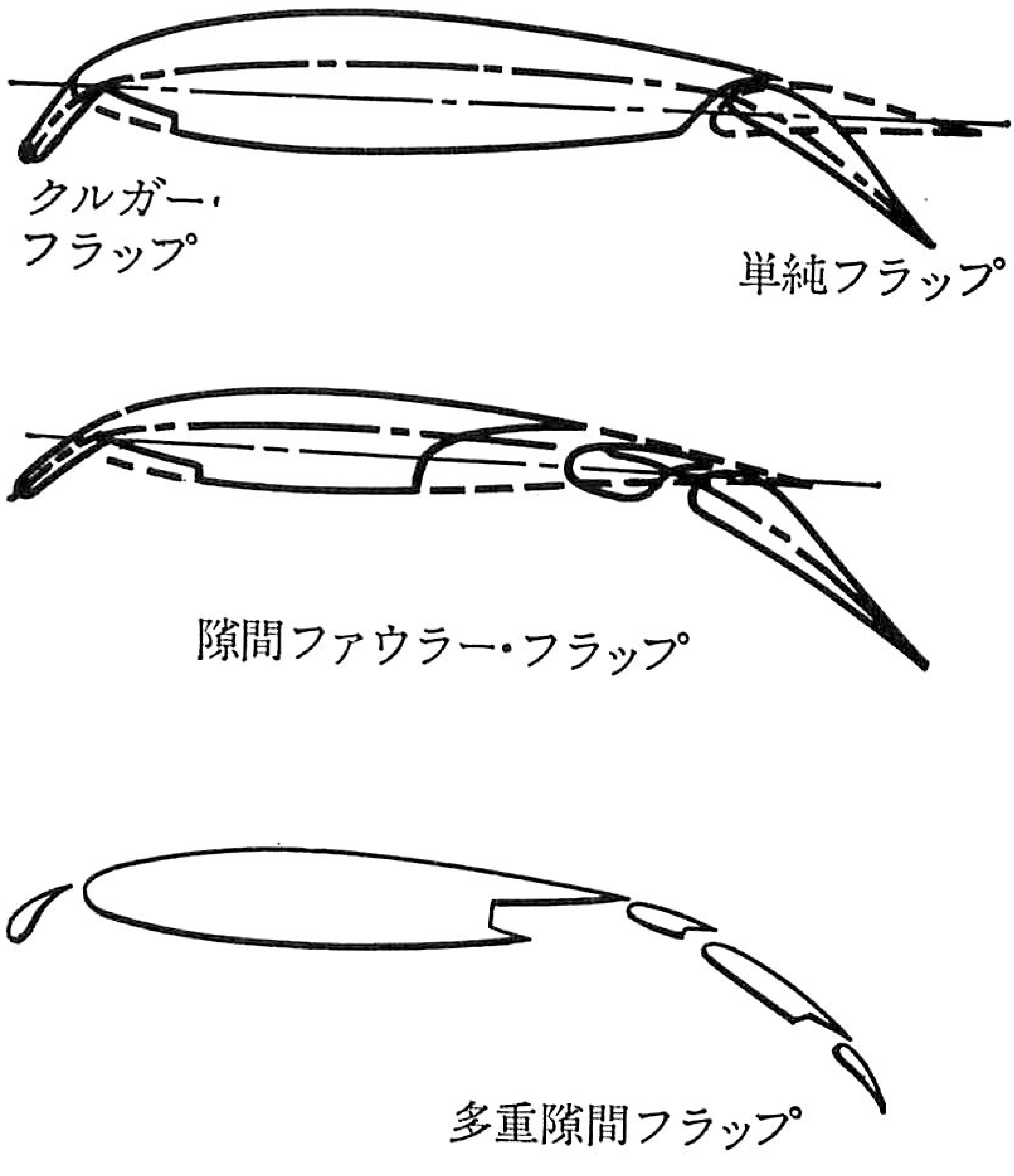
しかし着陸の際にはそれほど急には機首を下げない。むしろ機体を水平に近く保ちながら揚力を落として静かに降下して着地する。これには翼面上のスポイラーを利用する。スポイラーを翼面に立てると大きな抵抗になるだけでなく、翼の上面の気流を妨げる結果、循環が減るから揚力が下がる。よって機首を下げなくても揚力が減って、ために機体が降下するのである。

図7―9はフラップを下げた状態でスポイラーの操作によって降下して着陸する経路を示したものである。

飛行機に乗って窓から主翼を見ていると離着陸時にはフラップやスポイラーが微妙に出入りして、パイロットが慎重に飛行機を操縦している様子がうかがわれる。実際飛行機の操縦が一番難しいのはこの時である。

高揚力装置

揚力を増す方法にはいろいろある。一番簡単なのは姿



7－10　フラップの種類

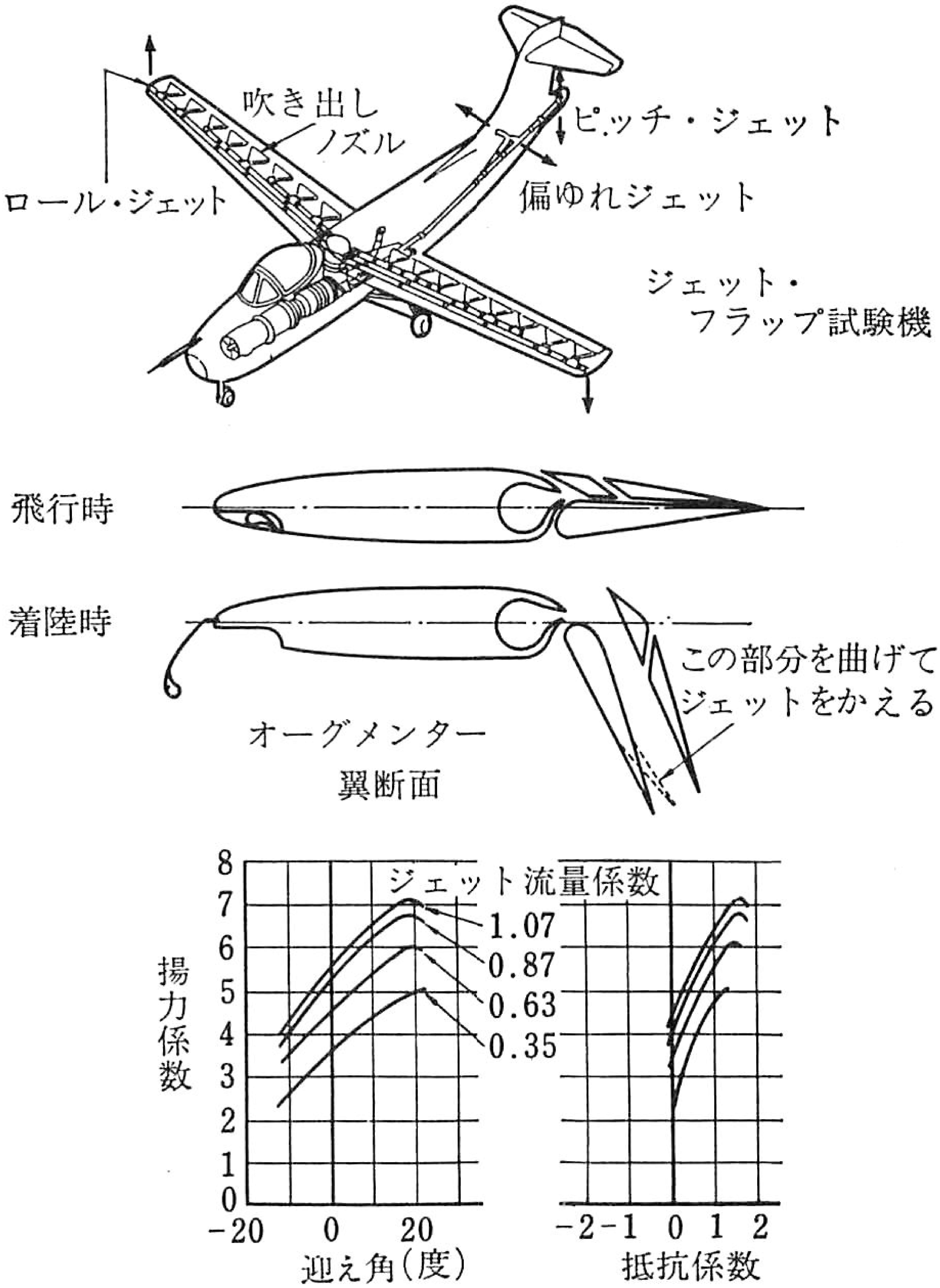
最近よく用いられているフラップの種類を示す。クルガー・フラップは前縁部に取り付けられて翼全体の反りを増す効果がある。ファウラー・フラップは巡航飛行時には主翼の中にたたみ込まれているが，揚力を増す必要があれば後縁から突き出される。隙間式にすると境界層の剝離がさまたげられて効果が大きい。多重すきまフラップも考案されている。

勢を変えて翼にあたる風の向き——迎え角——を大きくすることである。迎え角を増やすと翼のまわりの循環が増えるから、大きい揚力係数が得られる。しかしそれにも限界があって、余り大きくしすぎると流線が翼から離れ、抵抗が増え、循環が減少して揚力が減ってしまう。

フラップは、図2—14のように翼の後縁から突き出される。こうすると、一つには翼面積が増すので、その分だけ揚力が増える。第二には全体として翼の反りが大きくなるので、飛行機全体の姿勢を変えないでも揚力係数が大きくなる。しかしこのときも流れがフラップの上面から離れる危険がある。図7—10はすき間のあるフラップで、このようにすると狭いすき間から吹き出した流れが剝離を押さえる効果がある。図にはさらに数段のフラップが引き出されるように工夫したすだれ式フラップが示してあるが、若干出し入れの機構が複雑になるため、重量が増える心配がある。しかし揚力係数をさらに大きくすることができる。

図の一番下は前縁のスラットを示している。これは通常の飛行状態では翼に付着しているが、揚力を増加するときには図のように前方に突き出して狭いすき間を作る。このようにすると翼の上面の流れを加速することができるので、上面ではいっそう圧力が低くなる。実際の飛行機ではこれらの装置を組み合わせて大きな揚力係数を実現している。

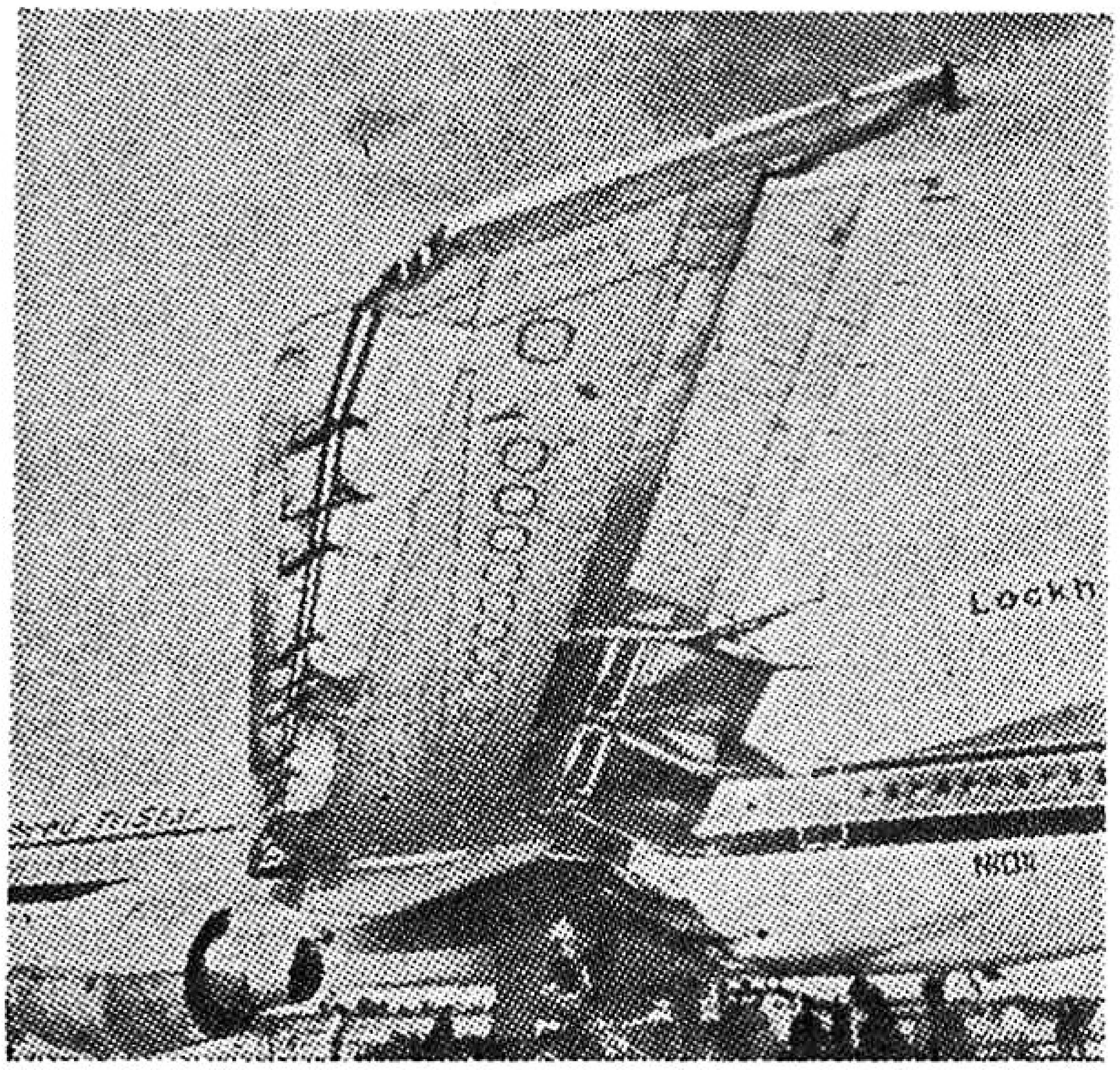
大きな迎え角になると翼面から流線が離れてしまうために失速がおこるが、翼の上面に細かい孔をいっぱい開けて、そこから空気を吸い込んでやればこの剝離を防ぐことができる。また翼の



7－11　ジェット・フラップ試験機

オーグメンター翼のほか，機体コントロール用のジェットをつけている。

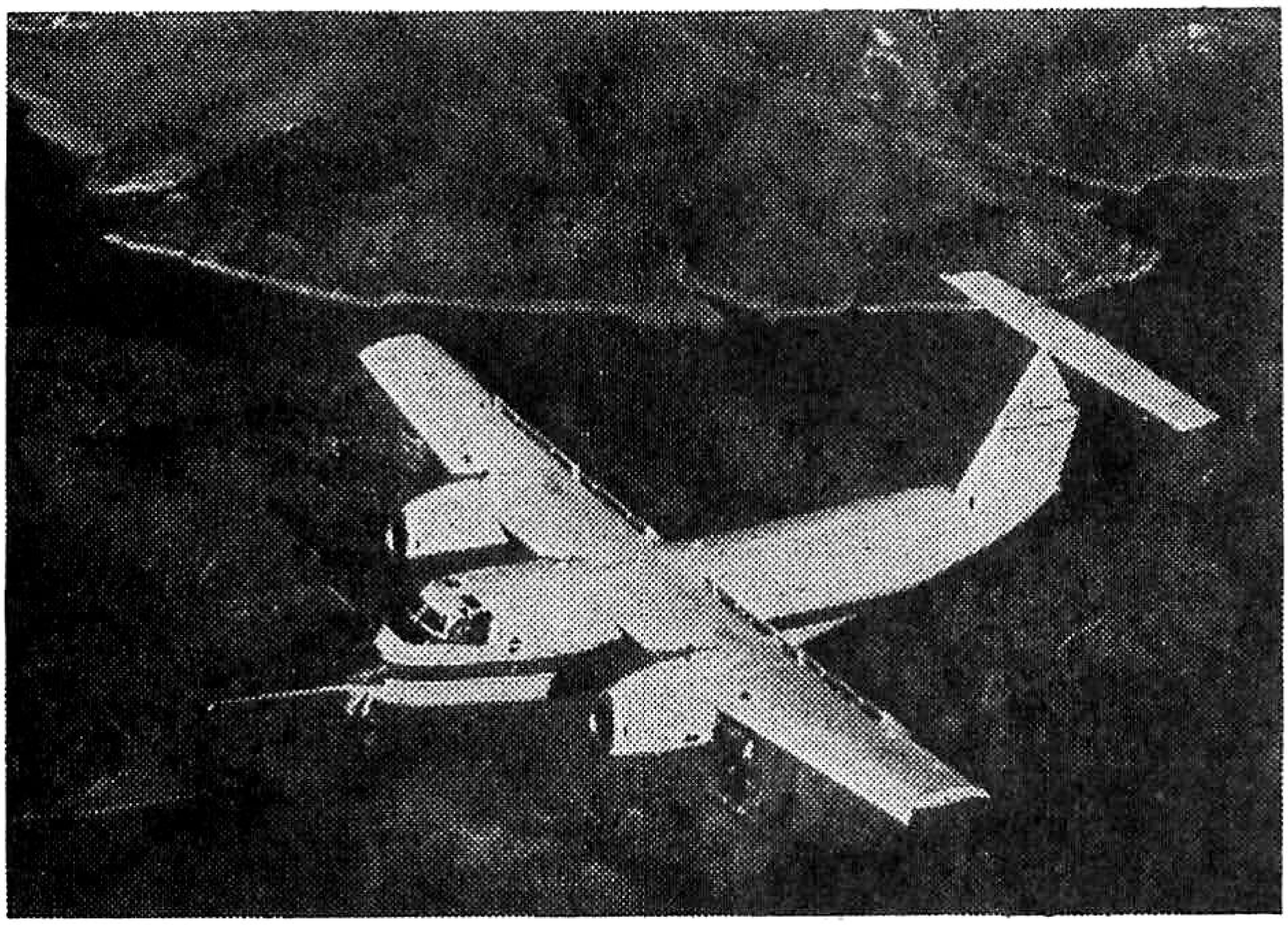
後縁から噴流を吹き出し、その作用で上面の流れを引きつけるジェット・フラップというのも考案されている。しかしこのように別に空気を吸い込んだり吹き出したりするためにはそのための補助機関が必要になる。エンジンの出力の一部をこの目的に利用すると、その分だけ推力が小さくなる。しかし揚力係数としては七から八程度の大きな値が得られる。通常の単純な翼の最大の揚力係数は一程度であるから、このような補助機関を利用すると一挙に七倍から八倍もの揚力が得られることになる。オーグメンター翼については、すぐ後で説明する。



7－12　エルロンとフラップ

飛行機が姿勢を変えるには重心から離れた位置で横向きの力を加えればよい。例えば昇降舵を下げると水平尾翼に揚力が生ずるので飛行機は頭を下げることになる。方向舵を右に曲げると垂直尾翼に左向きの揚力が出るので、機体は重心のまわりに回転して機首が右に振れる。

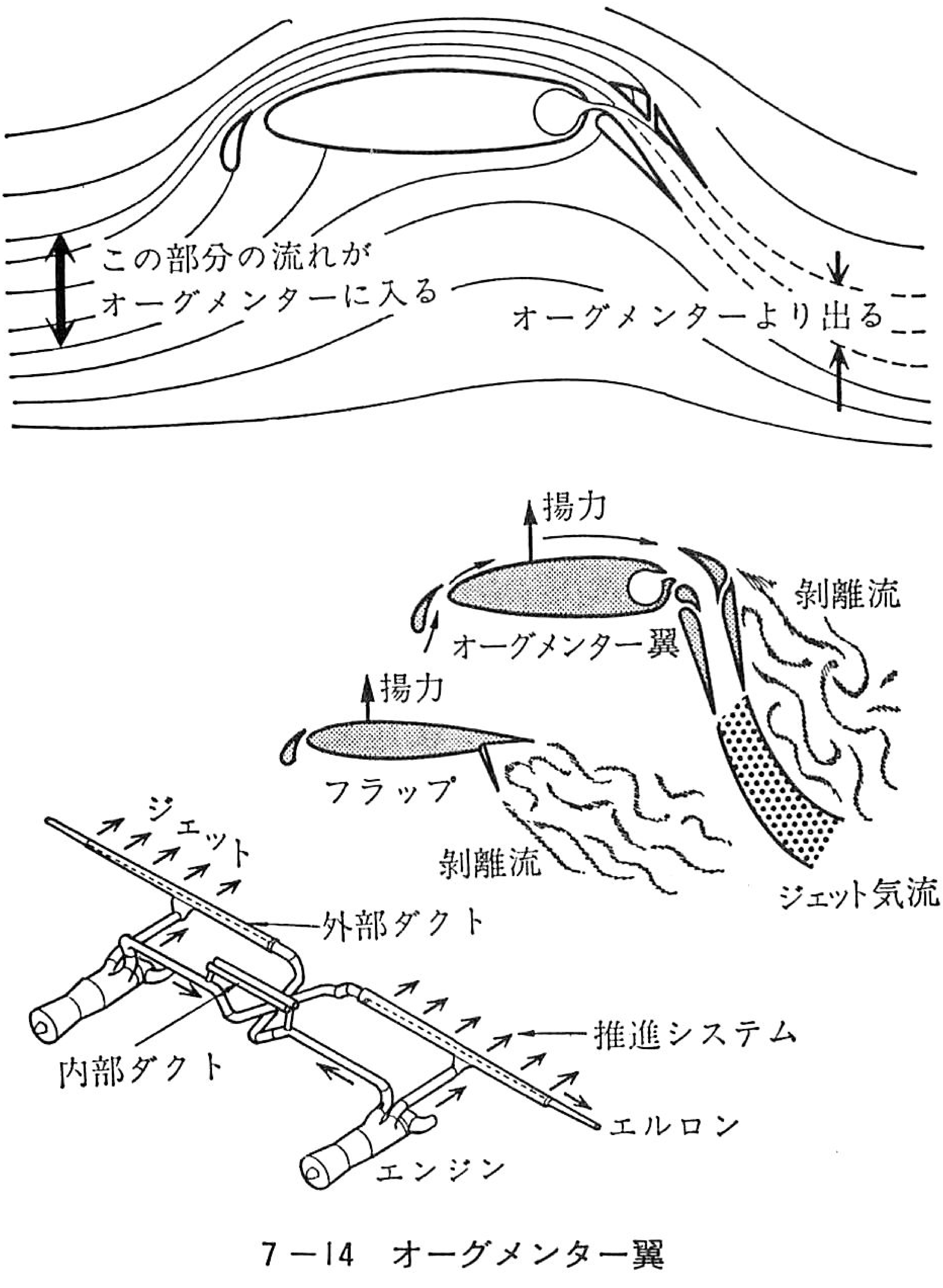
飛行機が右翼を上げ、左翼を下げるように機軸のまわりに回転するには、右翼の揚力を増し、左翼の揚力を減らせばよい。主翼にあるエルロンは両翼で上下非対称に動くようになっている。そこで右翼のエルロンを下げ、



7－13　オーグメンター翼試験機ＤＨＣ－５

反対に左翼のエルロンを上げると、右翼では揚力が増し、左翼では逆に減るから前記のように回転することができる。このように尾翼の舵や主翼のエルロンを操作することによって飛行方向を変えるのは、飛行機が空中を自由に運動することのできる基本である。図２―20参照。

尾翼が主翼の蔭に入ったり、ジェット・エンジンの噴流の中に入ったりすると、乱れた流れの中に位置するため、舵をとっても揚力の発生が不規則になって具合がわるい。そこで尾翼は、主翼やエンジンの影響をうけないところに位置することが望ましい。とくに三発の飛行機で第二エンジンが胴体後端にあるようなときには、水平尾翼は高い位置に取り付けてある。ボーイング７２７型などはその例である。



7－14　オーグメンター翼

高揚力装置としてオーグメンター翼が有効である。上は流れが大きく変わることを示している。この翼の後方では剥離した流れの場ができる。下の図はエンジンの排気を導びくパイプ。片方のエンジンが停止しても左右の翼に均等に排気が送られるから安全な設計である。

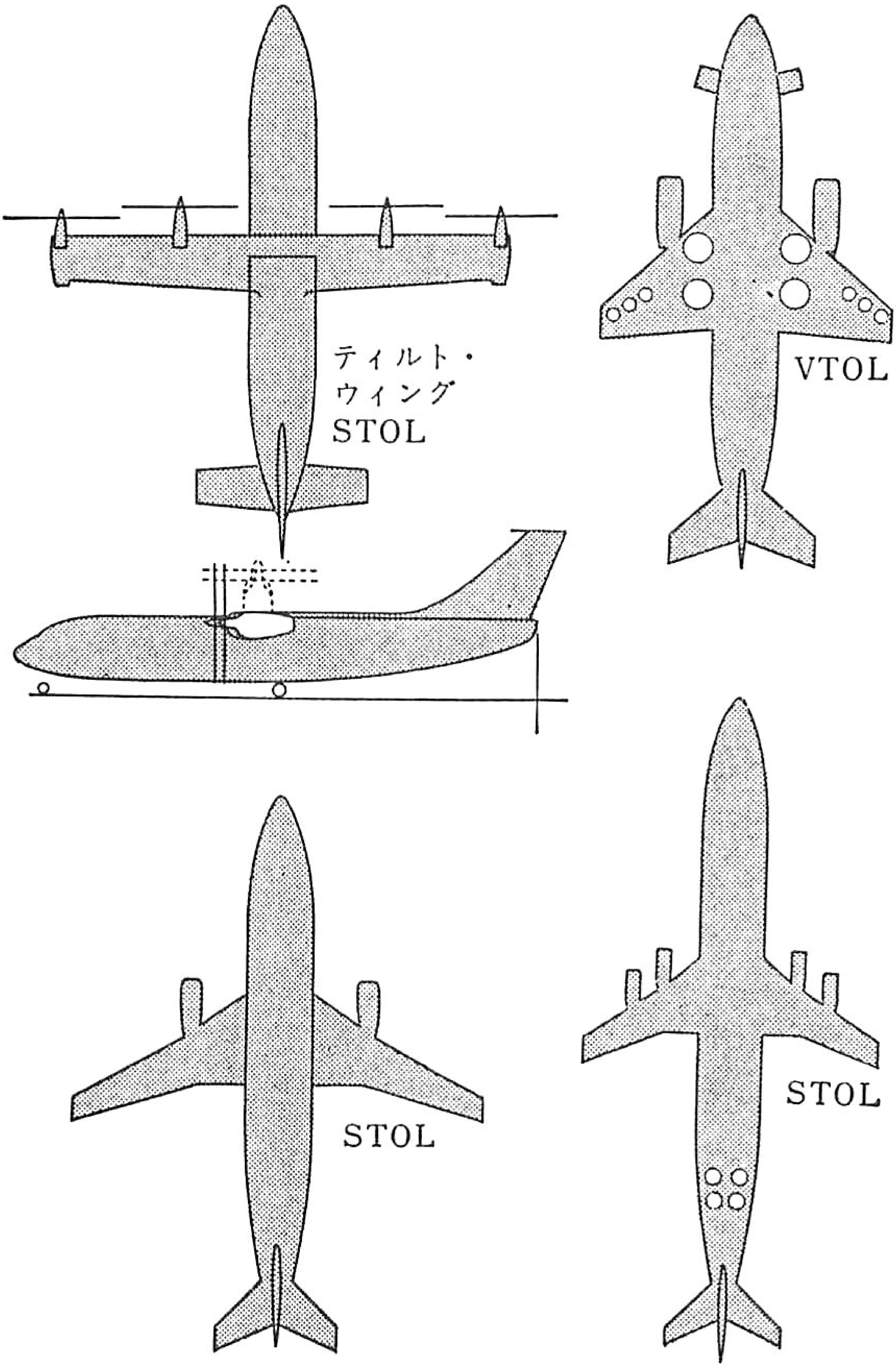
オーグメンター翼

揚力係数を増すには、動力をそのために使って翼の後縁からジェットを吹きおろして気流を大幅に下向きに変え、その反動で上向きの力、すなわち揚力を発生するやり方がある。

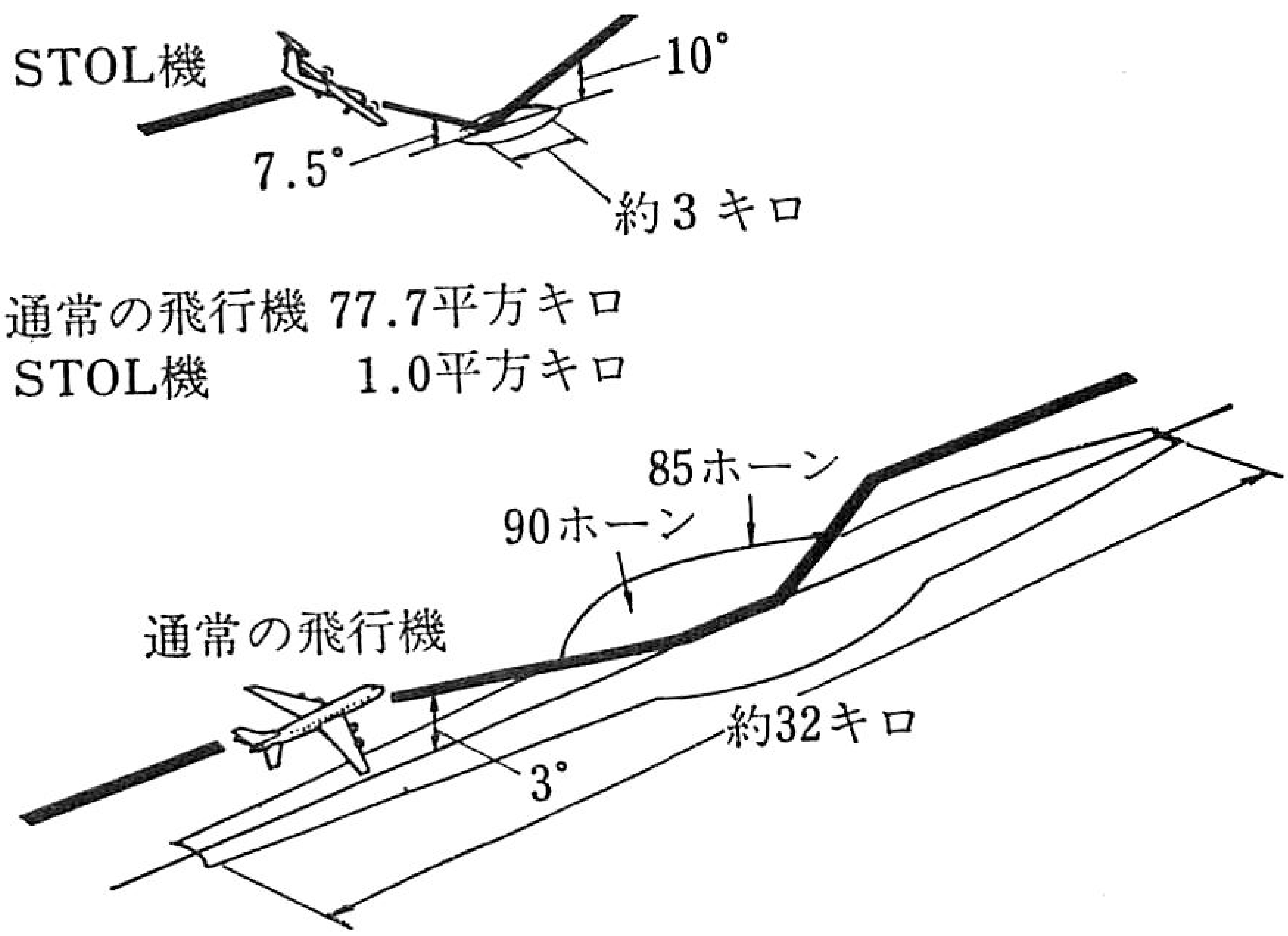
このためには別にジェット噴出のための出力を必要とするが、ジェットの強さを大きくすることによって揚力係数を七以上にもすることが可能である。図7―14に示すようにジェットをふきだすと流線が大きく曲げられることがわかる。このとき翼の後方に大きな伴流が出来るが、これは単純な下げ翼の場合と余り変わらない。しかし流線の変化から明らかなように、オーグメンター翼の方が流れの向きが大きく変わり、それだけ揚力が大きくなる。

図7―13はこの翼を付けた試験機である。これはデハビランドのバッファロー機の翼端を切り落として、全翼にオーグメンター翼を取り付けた飛行機である。現在カナダ政府とアメリカ合衆国とで共同して試験中である。

このような高揚力装置を装着したSTOLやVTOLの試案は図7―15に示すように数多くある。固定した主翼を静止大気中で前進させることによって揚力を出す場合には、揚力はたんに飛ぶことによって得られるが、動力で揚力を出すためには余分のエネルギーを必要とするから、どう工夫しても損になることはまぬがれない。したがってこの揚力を動力で損なう費用と、飛行場の取得費用あるいは都心から遠方の飛行場までの往復に要する社会費用とを、どのように経済的



7－15　VTOLとSTOLの試験機



7－16　離着時の90ホーン以上の面積の比較

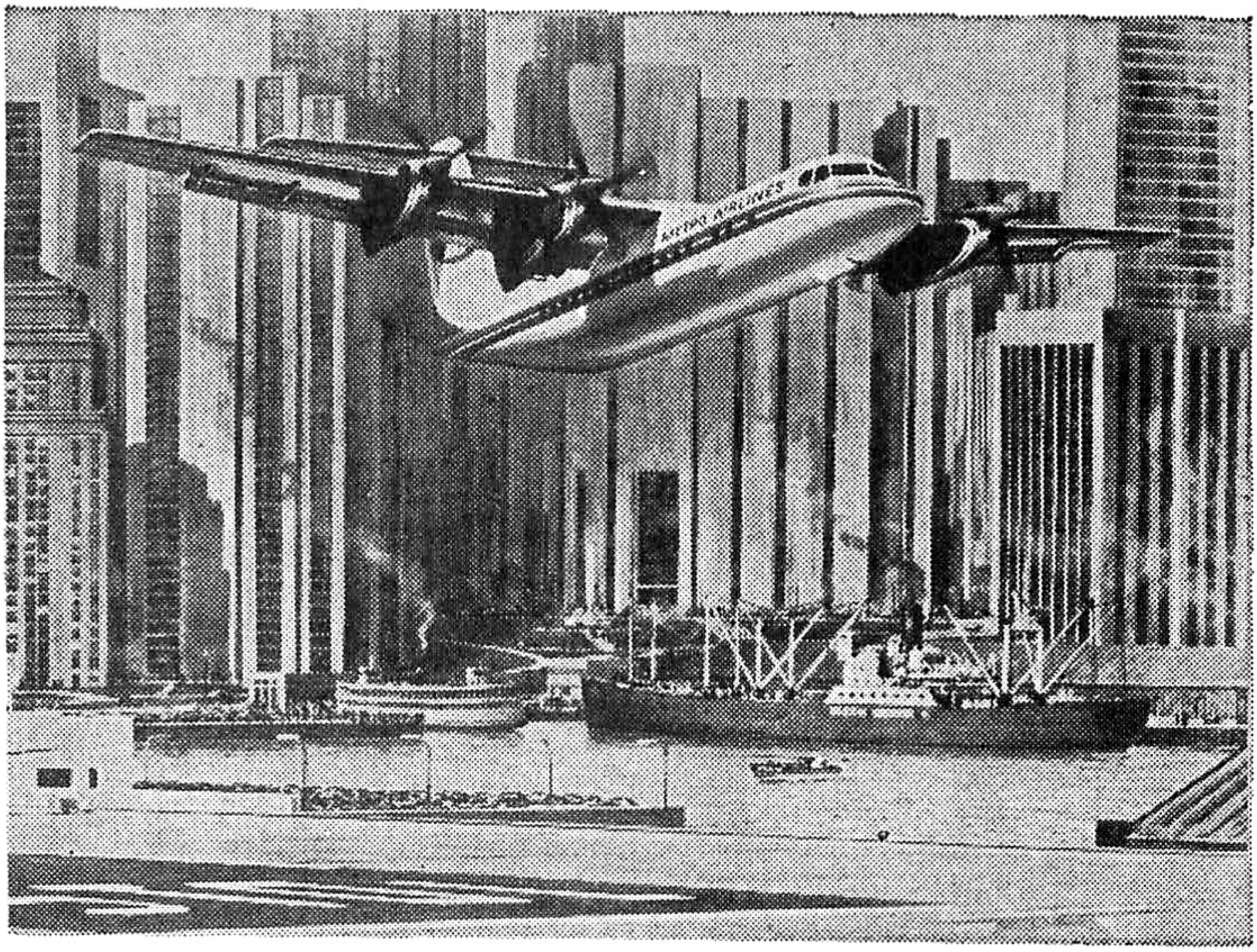
に引き合わすかという政策、または価値判断にかかっている。

したがって、STOLやVTOLがいつから実用化されるかということは予断がむずかしい。これらは技術的には完成に近づいていると云えようが、経済的に見て通常の飛行機よりは優れているとは、必ずしも断定しがたいからである。

プロペラ機へのリバイバル

ジェット・エンジンはプロペラつき発動機に比べて大きな推力が得られ、燃料の効率の方もはるかに優れているから、将来の航空機の推進装置としてはジェットに決まったようなもので、再びプロペラ付き飛行機が復活することは考えられなかった。

それなのに、ジェット・エンジンからは独特の



7－17　ＤＨＣ－7

デハビランド・カナダ社で製造中のＳＴＯＬ機。バンクーバーやニューヨークなど高層建築の立ち並ぶ都心の空港から離発着可能。但しこの図は想像図。1975年早々に初飛行，1977年頃から実際に運航される見込みである。騒音が低いことも特徴の一つ。この種のものをＱＳＴＯＬと宣伝する時もある。Ｑは静かな（quiet）の意味である。イギリスやアメリカでも100人乗り以上の大型ＱＳＴＯＬの計画がある。トロントの工場で強度試験用２機，飛行試験用２機が完成した。

金属音が発生するので、空港騒音の問題が次第に深刻になってきている。そこで、YS―11やDHC―7のようなプロペラ付き飛行機が再び見直されはじめているのである。

例えば図7―16は飛行場付近の騒音地域の面積の比較である。STOL機は滑走路からの離着経路が急峻（しゅん）であるので、それだけ地上の観測点における騒音の強さが低くなるのである。

このようなSTOL空港が大都市付近にたくさん建設できれば、旅客が誘致されて都市大空港自体の交通も緩和されるだろう。したがってターボプロップ付きの飛行機が活躍する場面が、今後増えるものと見込まれるのである。

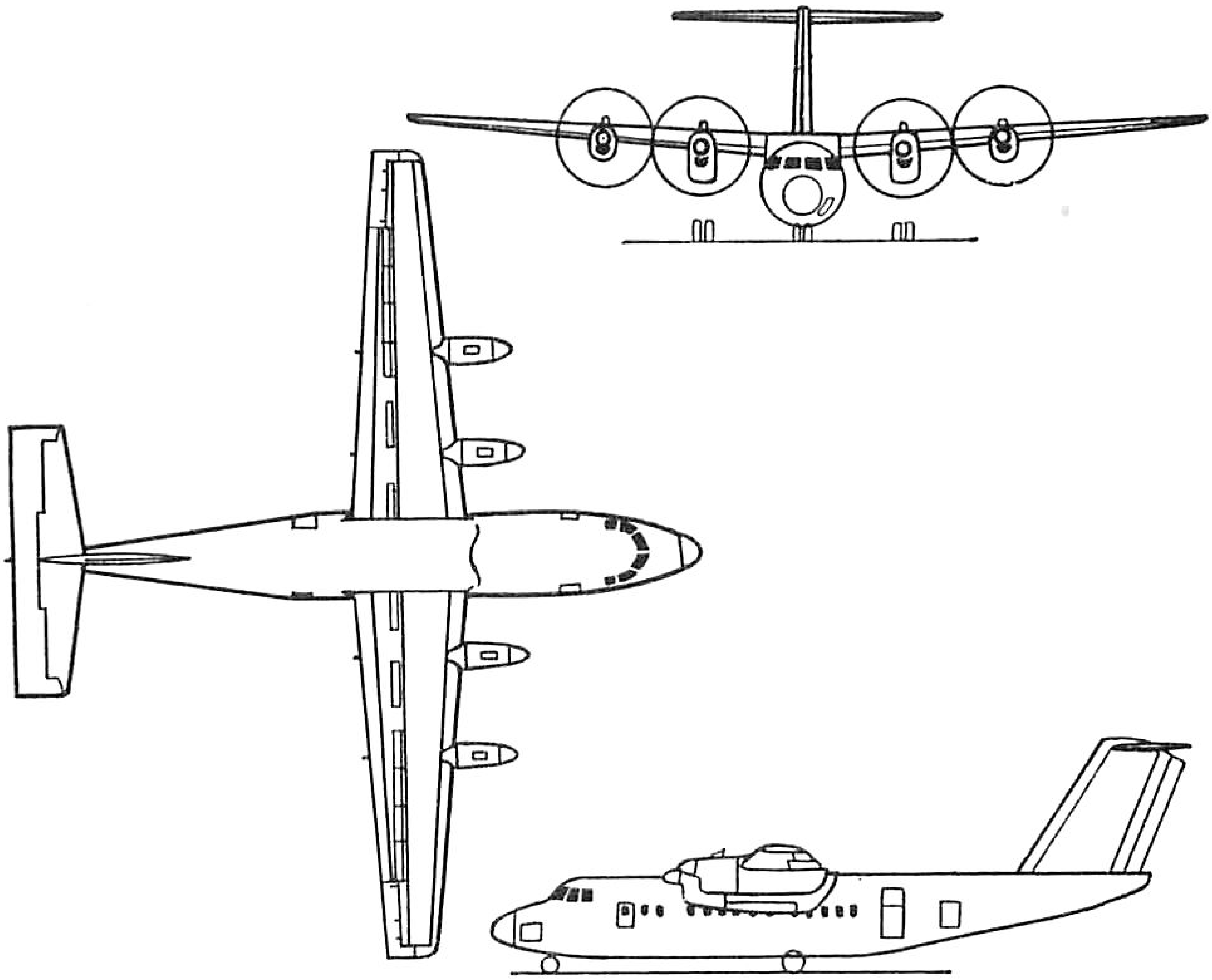
ターボプロップ

ジェット・エンジンは図2―17にその原理を示したように、燃焼室の排気を直接に大気中に噴出して、その反動で前進するものである。

これに対してターボプロップ・エンジンは、タービンの回転軸を推進用プロペラに直接連結して推力を得る。

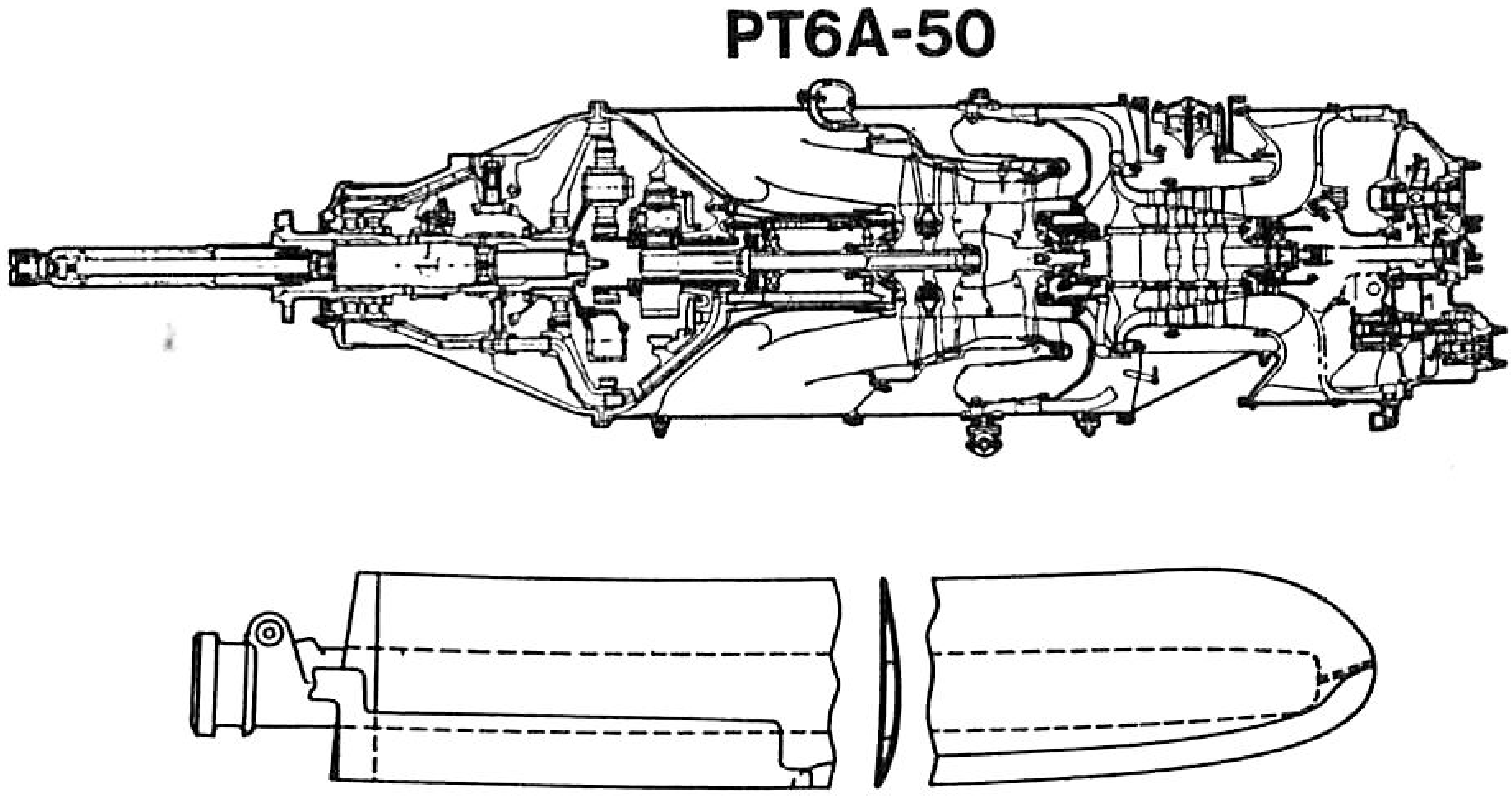
ターボプロップは比較的低速の飛行機に利用されており、その推力も小さい。技術の進歩にともなって重量の小さいもの、燃料消費の小さいものが開発されている。

YS―11にはロールス・ロイスのダート（Dart）が、DHC―7にはプロット・アンド・ホイ



7－18　DHC-7要目

主要寸法	全　長	24.49 m
	全　幅	28.35 m
	全　高	8.00 m
	主翼面積	79.90 m^2
重　　量	離陸重量	18,597 kg
	塔載重量	4,808 kg
乗　　客		48人
主要性能	最高速度	444 km/h（2,286 m）
	最高到達高度	7,163 m
	離陸滑走路長	548 m
	着陸滑走路長	347 m
	航続距離	1,816 km
エンジン	プラット・アンド・ポイットニー PT6A－50ターボ・プロップ×4（推力）1,120馬力×4	



7—19　ターボ・プロップ(上)及び
プロペラの構造

ットニーのPT6が装着されている。

タービン式が航空機の推進機関として採用されたのは主として戦後からであって、戦前はピストン・エンジンによってプロペラを回転する形式が主であった。

このエンジンは自動車に利用されているものと原理的に同じで、構造も似ていると思って間違いはない。

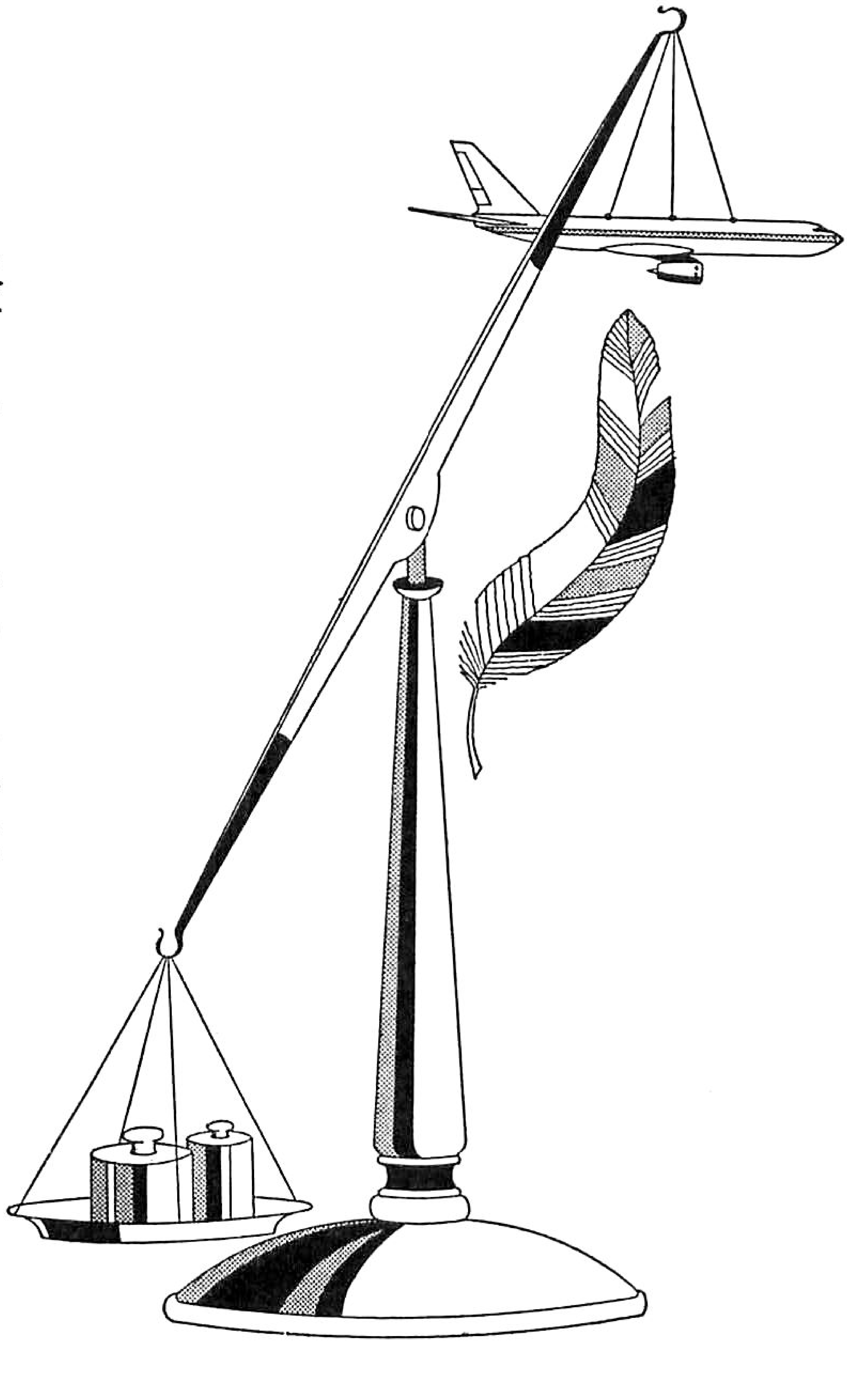
航空機燃料

ピストン・エンジンは、火花点火式でガソリンが用いられるが、異常燃焼が起こるとエンジンが傷むので自動車よりオクタン価の高いものが用いられる。

タービン燃料にはケロシンかケロシン・ガソリン混合物がある。ケロシンは低温の場合に着火困難になるので、ガソリンに混ぜて用いることが多いのである。

このように軽量で発熱量大、かつ着火性がよいことが要望されるが、それだけ火災の危険が大きい。

8—軽くするための工夫



軽くするために

飛行機を飛ばすための四つの要素として推力を増やすこと、抵抗を減らすこと、揚力を出すこと、重量を減らすことの四条件をあげておいた（第1章三五ページ参照）。このうち抵抗を減らすことと重さを軽くすることは、いわば推力を出すことと揚力を大きくするという積極的な方策に対して、後ろ向きの技術というべきである。しかし離陸するためには揚力が重量に打ち勝たなければならないから、特に「離陸」のためには重量の軽いことが条件となる。

一方、飛行機は離陸から着陸の間に大気の乱れなどのために主翼に大きな揚力が働いたり、振動が発生したり、あるいは舵をとって飛行機の運動の方向を変えるなどのために胴体に曲げる力がかかったりする。着陸の際には車輪からも強い衝撃が加わる。

飛行機が水平飛行している間でもその重量は翼によって支えられている。言いかえれば、お御(み)輿(こし)を空気がかついでいるわけであるが、そのお御輿をかつぐ棒は飛行機の翼にあたるというわけである。機体重量が三〇〇トンにもなればこの棒は結局三〇〇トンの重さを担っている。

さらに、飛行機は人が乗るものであるから、丈夫な構造にできていないと危険である。したがって、翼は飛行機の全体の重量の何倍もの重さを支えても大丈夫なような強度をもたせておく必要がある。

このほか前記の通り振動が加わることがあるから、ただ単に強いとか丈夫であるだけでなく、振動に対しても耐えられるような強度になっていなければならない。

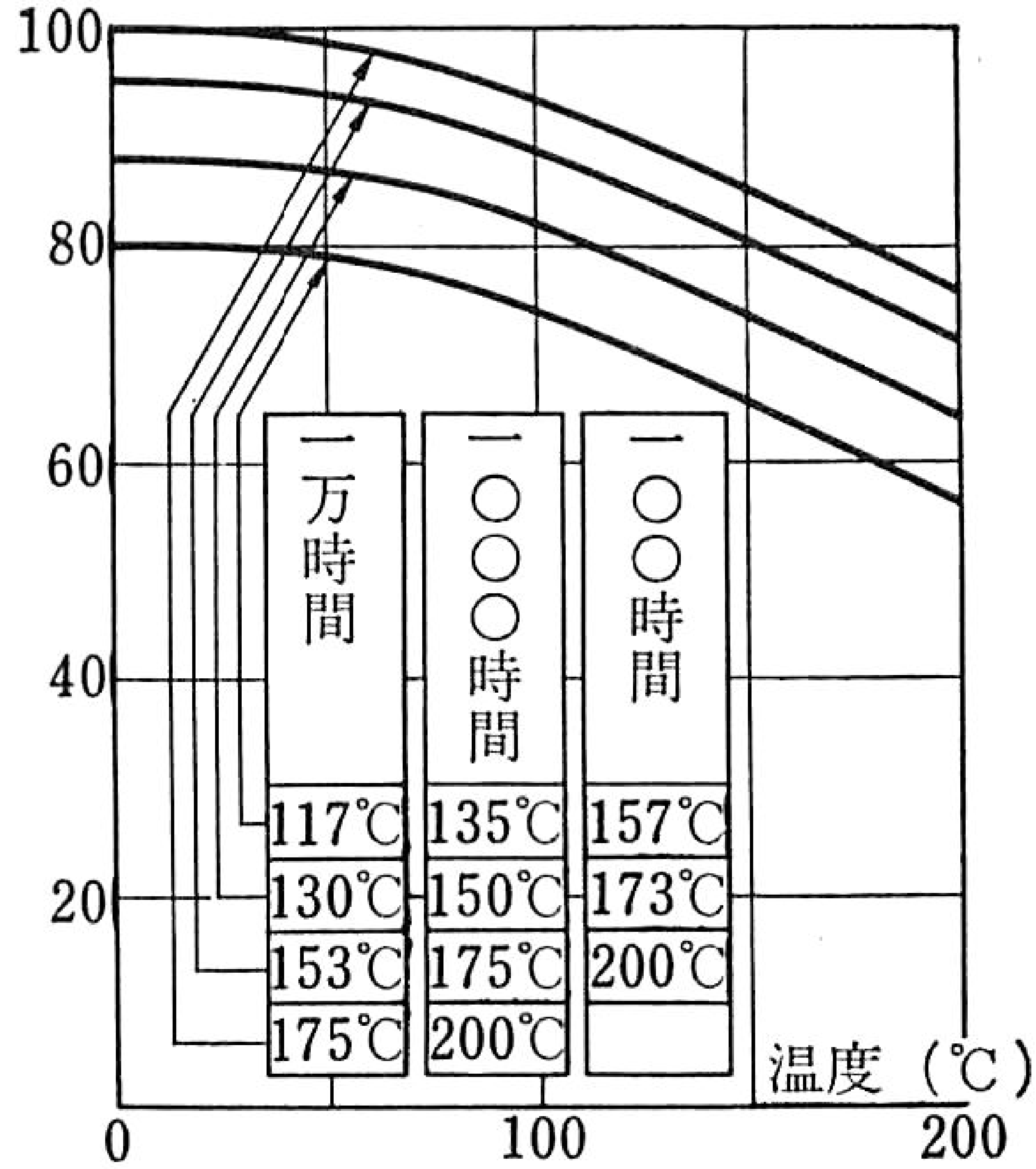
飛行機の各部分にはくり返して力がかかるから、この力にも耐えることができなければならない。例えば飛行機の胴体には客室内で地上の気圧を保つ程度の圧力をかけている。しかし上空へ行くと気圧が低くなるから、胴体が外向きにふくらんでいることになる。そして再び地上に降りると当然元の形に復元する。このように力をくり返してかけると、金属はいわゆる疲労によって破壊する危険がある。過去においてコメット機は一九五四年、空中であいついで爆発事故をおこしたが、胴体の疲労による破壊であるということが判明するまでには、大きな犠牲をはらったということがいえる。

そこで、飛行機を軽くつくるためには次のようなことが必要になる。一つは軽くて強い材料を使用すること、二として無駄のない構造にすること、三として飛行機にかかる力を正確に見積もること、そして最後に工作がしやすいことである。これらのことについて以下にくわしく述べてみよう。

8　軽くするための工夫

軽くて強い材料

ライト兄弟のつくった飛行機は主な骨組みが木製で、主翼はその上に布を張ったものであった。

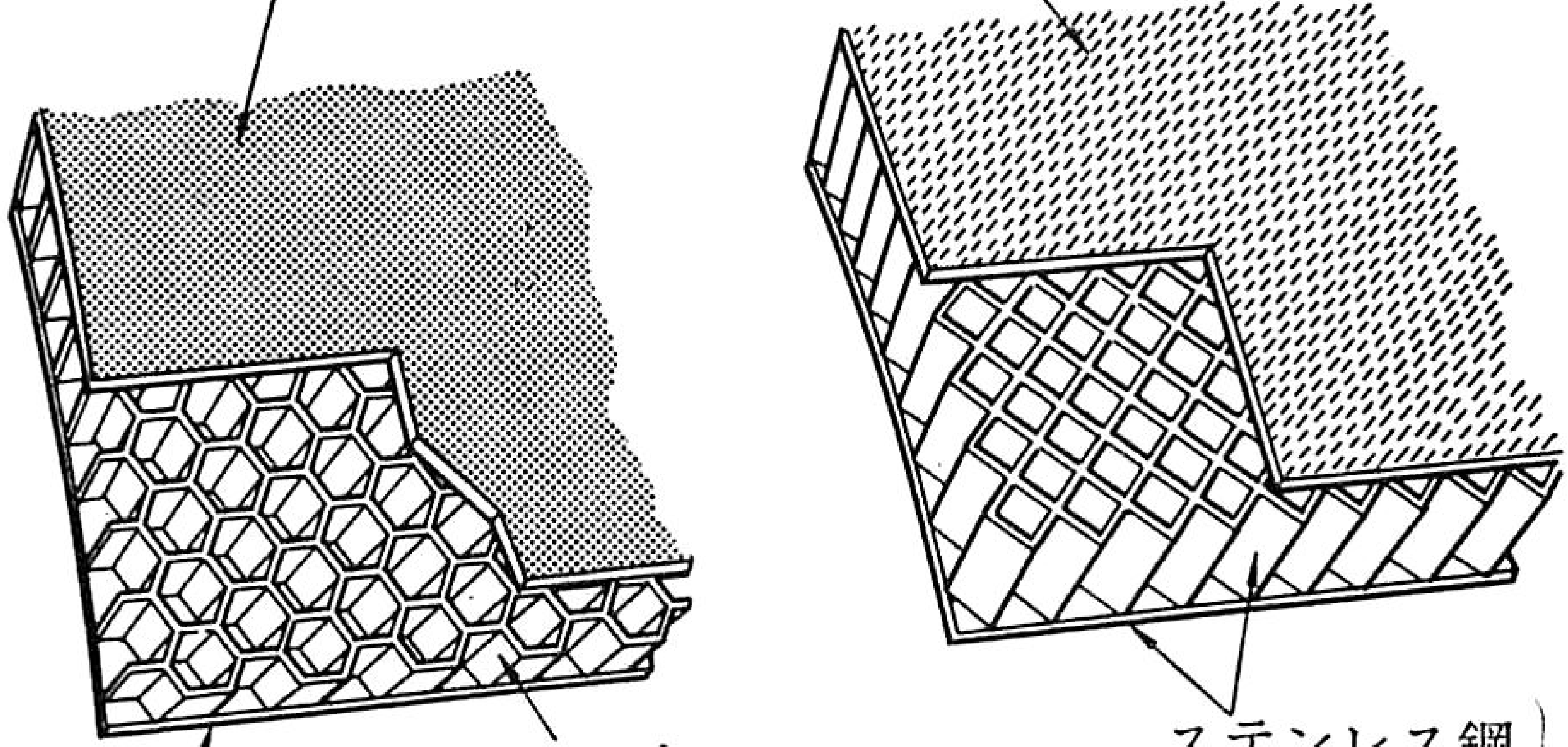


8―1　ジュラルミンの強度

ちょうどゴムひものついた模型飛行機と似たような構造である。これは極めて軽いから飛ばすには適当であるが、しかし木では大きな力に耐えることができない。そこで、全金属製の飛行機が次第に製作されるようになってきた。木より金属の方がもちろん重くなるが、しかし、その重さに比べて強さがはるかに大きいからである。ここで、問題とする材料の強さは、引っ張る時の強さ、圧縮する時の強さ、曲げる時の強さをいう。

このような金属材料としては、アルミニウムの合金である超ジュラルミンがよく使われている。これはアルミニウムを主体として銅やマグネシウムや亜鉛を加えた合金であって、飛行機の機体のおよそ七割はこの金属であるといえる。さらに一部には鋼が使われていて、これが残りの二割程度を占めている。そのほか、ジュラルミンは耐蝕性があまりないので、必要な部分にはチタン合金やマグネシウム合金等が使われている。

図8―1はジュラルミンの強度が高温時に低下することを示したものである。SSTやHST



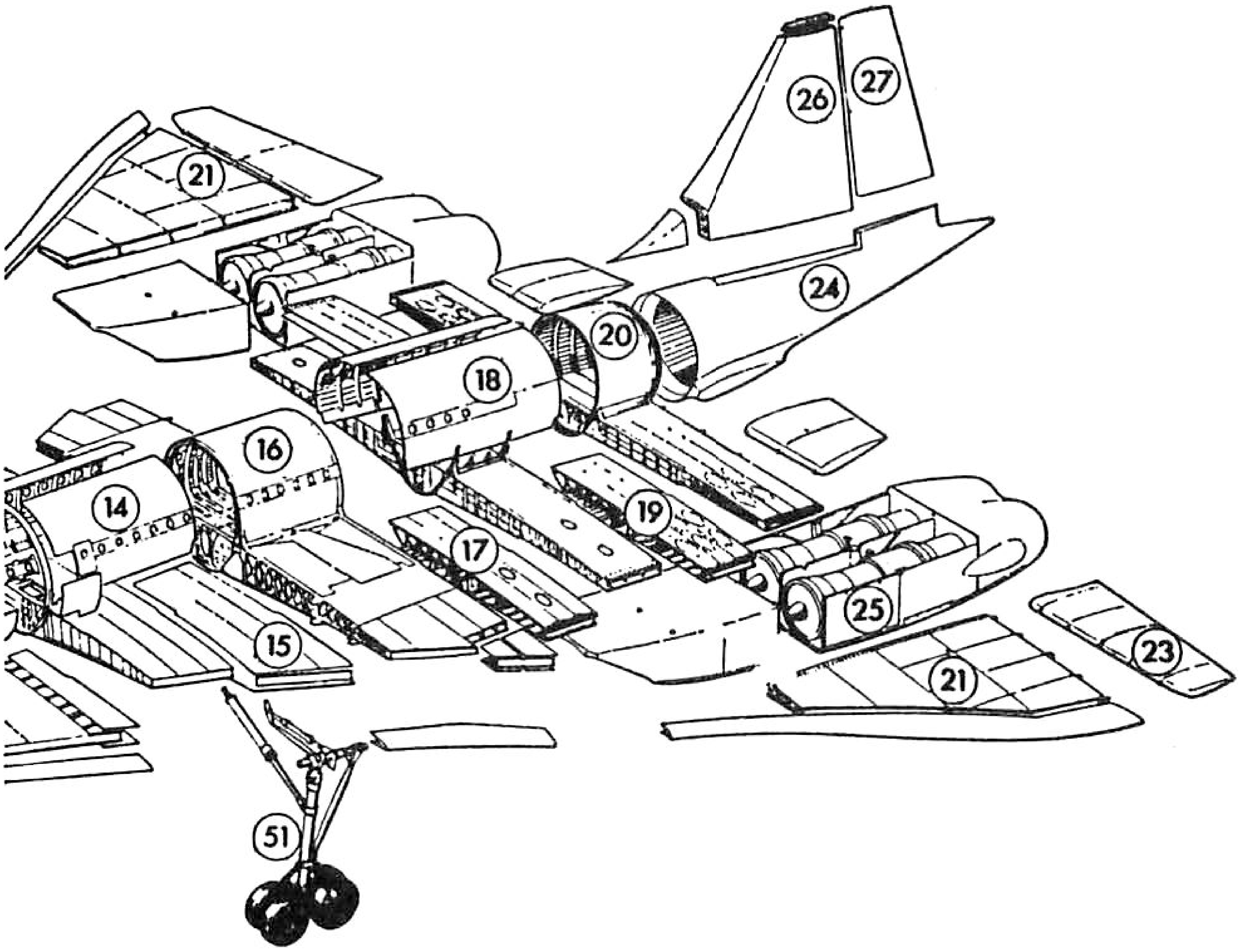
8－2　エンジンの騒音吸収材

になると機体の表面の温度が極めて高い温度になることを述べたが、この図からも、ジュラルミンはマッハ二のコンコルドあたりまでが使用の限界であって、これ以上になるとチタニウム合金にしなければならないことがわかる。

チタン合金は、従来はあまり使われていなかった。これはチタニウムに少量のアルミニウムやバナジウムやモリブデンを添加して強度を増した合金である。鉄よりもはるかに硬く軽く、ステンレス鋼よりも耐蝕性が良くて、しかも五〇〇度程度までの高温でも極めて高い強度を保つことが知られている。航空機のエンジンにもこのチタン合金がたくさん使われている。

さらにマグネシウムにアルミニウムや亜鉛やマンガンを加えた合金も、鋳物としてよく使われている。これは比重がわずか一・八で極めて軽い。

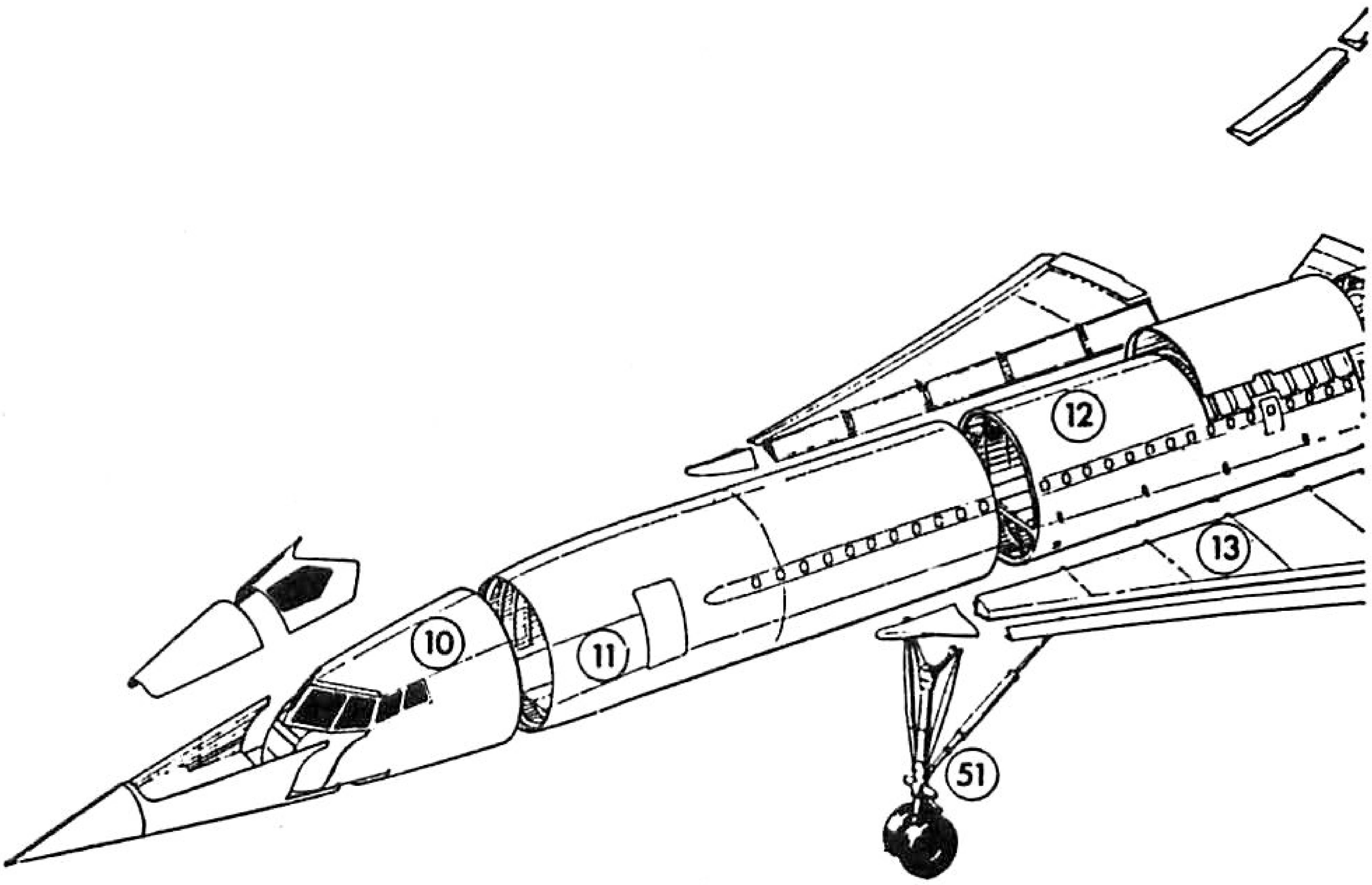
飛行機の胴体や翼の中で特に強度を必要とする部分



には、いわゆる鋼、鋼鉄が使われている。これは特殊な強靱な鉄であって、鉄に炭素、マンガン、ニッケル、クロム、モリブデン等を加えたものである。比重は当然重くなるが強度が大であるから、大きな力がかかる部分には鋼が使われている。

さらにジェット・エンジンのタービンにはクロムステンレス鋼というような、いわゆる耐腐食性のある材料が使われている。

図8—2はエンジン内張りに使用されるハニカム構造の複合材料である。このように軽量で耐熱性があり、騒音吸収効果の多い材料が開発されつつある。



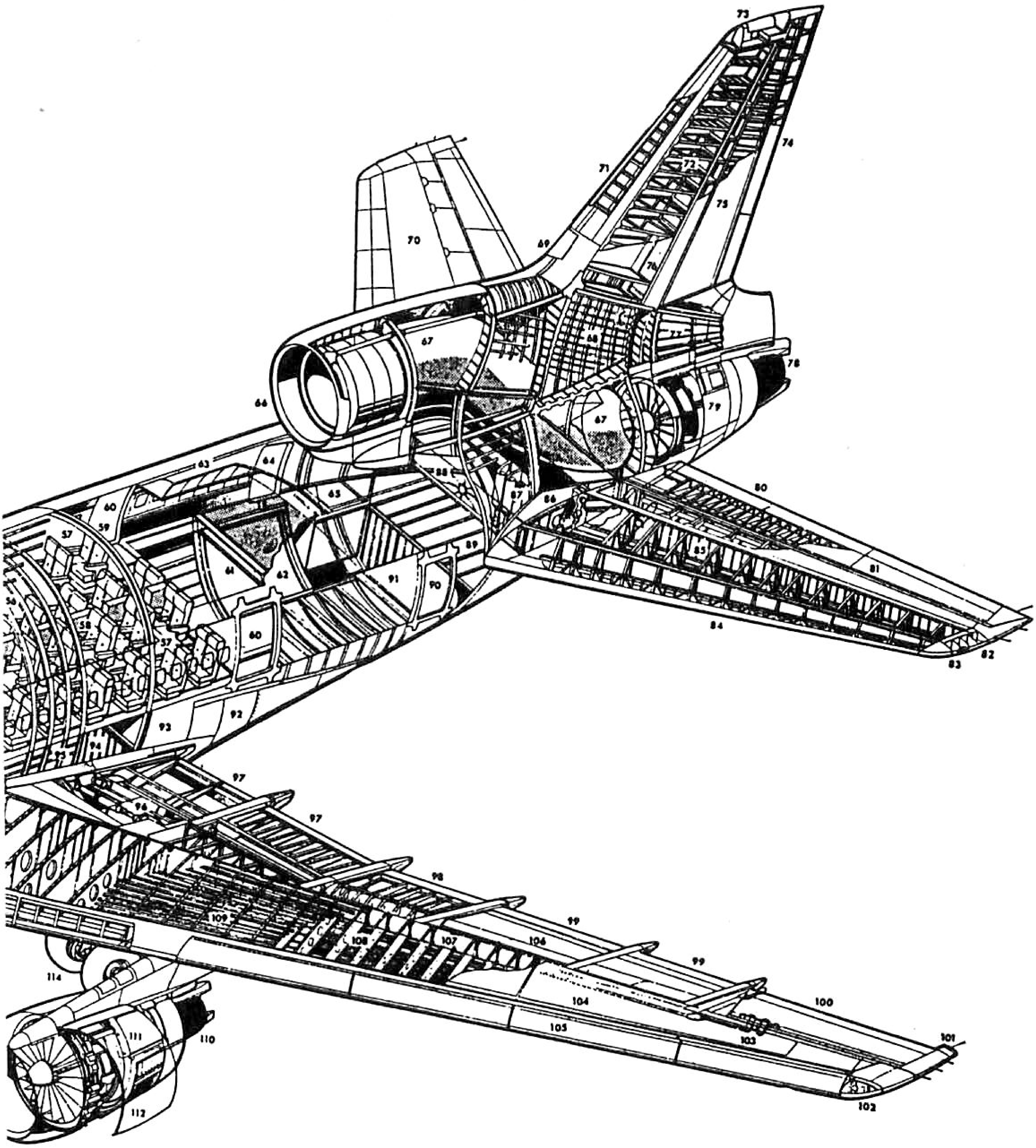
8－3　コンコルドの機体構造

飛行機の構造

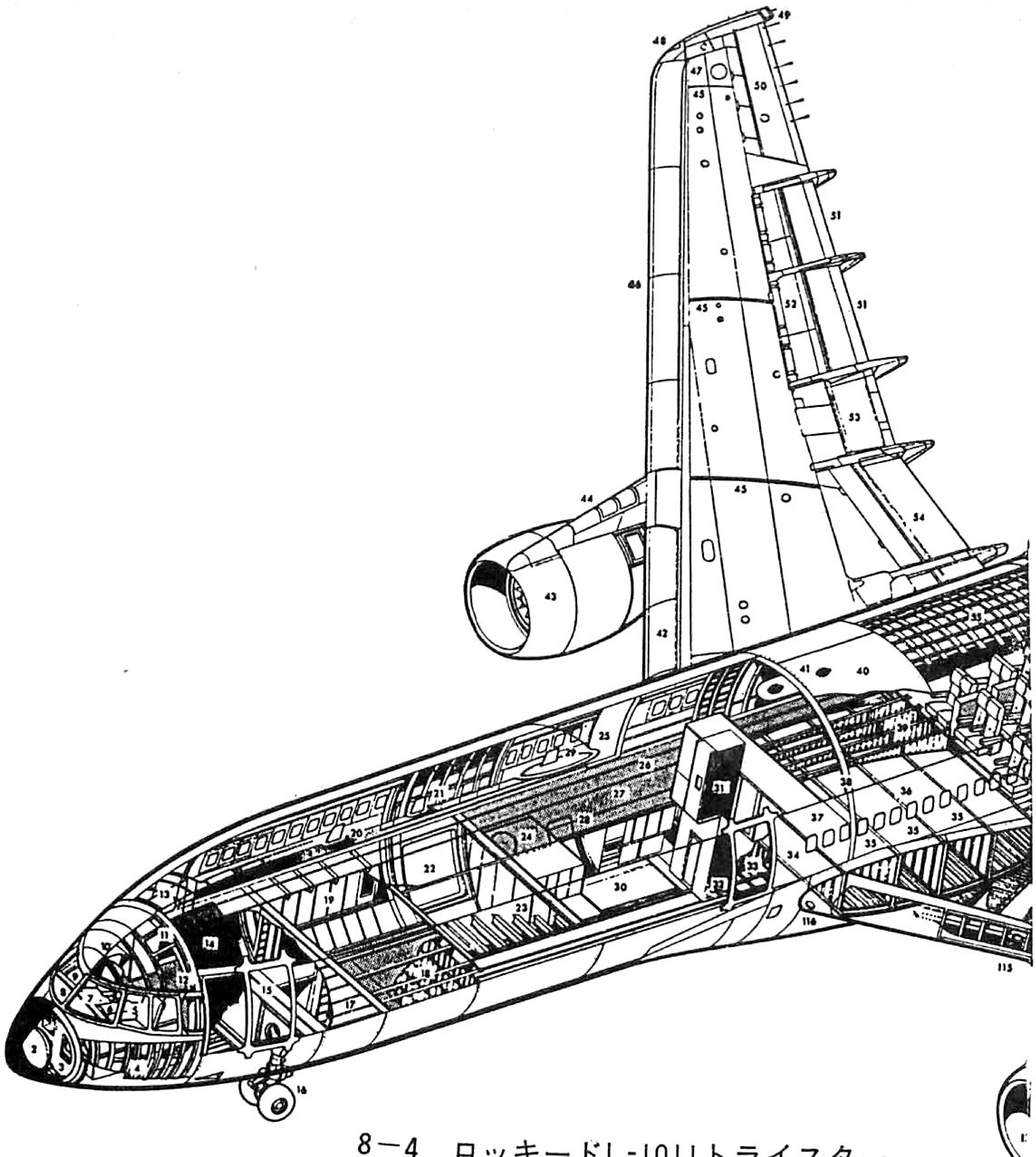
飛行機の構造を軽く、かつ丈夫にするには軽くて丈夫な材料を選ぶことと、ぜい肉を落とした無駄のない構造を採用することである。

金属よりもセルロイドや木材の方が軽いことは明らかであるが、力が加わったときに破壊しない程に丈夫でなくてはならない。そのためには、たんに軽いだけではなくて強い材料でなくてはならない。その比較には同じ重量あたりの強度をもって比べればよい。

飛行機には着陸のときの滑走路からの衝撃のほかに、主翼の揚力、抵

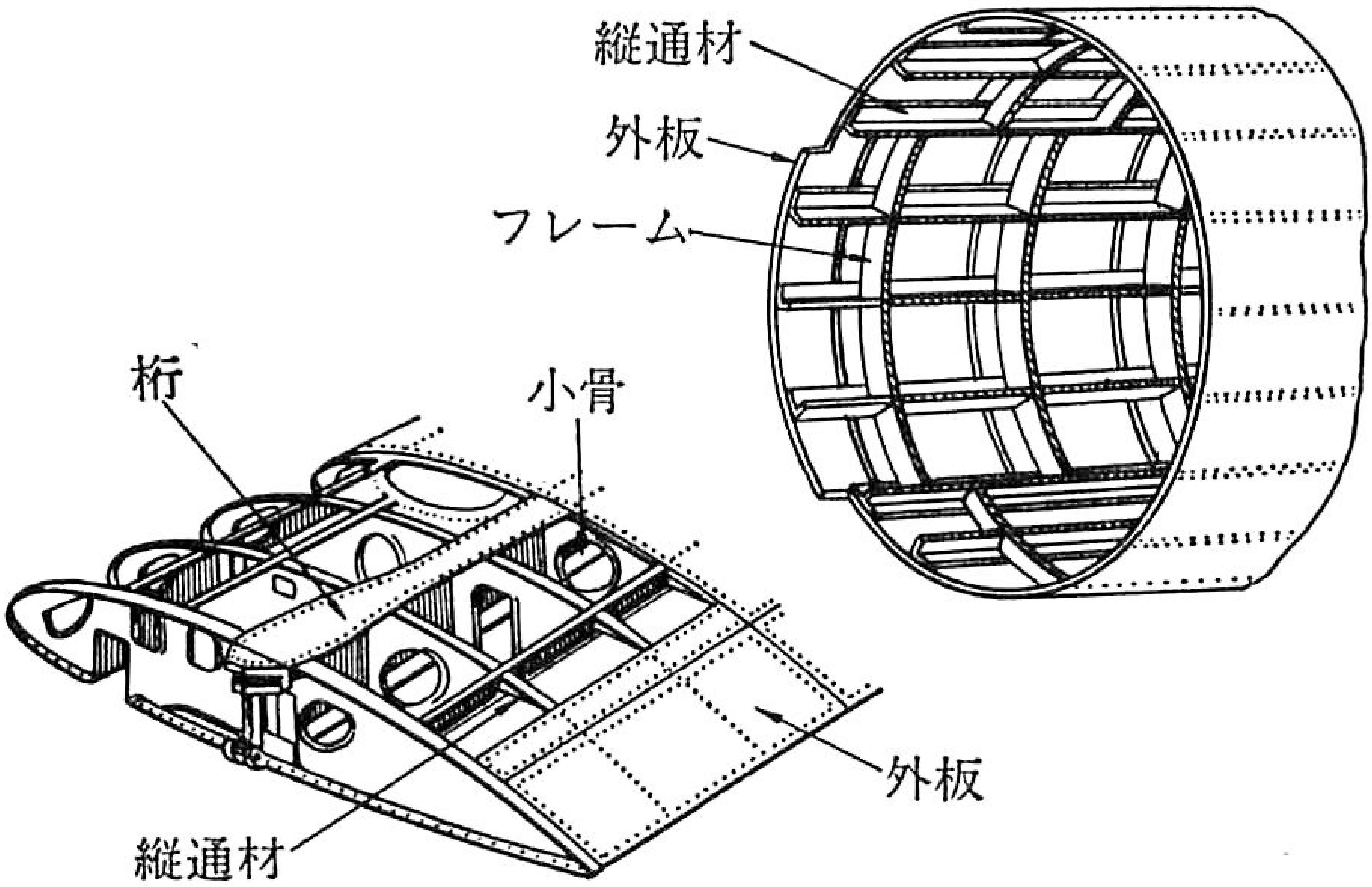


式右側水平安定版　71.前縁構造　72.垂直安定板構造　75.方向舵　77.後部発動機支持構造　78.発動機排気口（可変式ノズル）　79.ロールス・ロイスRB.211ターボファン発動機　81.左側昇降舵　91.後方貨物室(ばら積み貨物)　97.内側二重隙間式フラップ構造　98.内側補助翼　99.外側フラップ 105.外翼前縁スラット　106.スポイラ　111.ロールス・ロイスRB.211ターボファン発動機　114.4車輪付き主降着装置　115.内翼前縁スラット



8−4　ロッキードL-1011トライスター

1.誘電性機首コーン　2.気象レーダー　3.ILSアンテナ　5.機長席　7.副操縦士席　10.航空機関士席　14.前方左側化粧室　16.機首降着装置　19.前方貨物室(LD3コンテナ×8個) 25 中央出入口扉(両側にある)　29.衛星通信用アンテナ取付け設備　33.内龍骨構造　34.主翼中央部前桁　38.前方主要円きょう　40.胴体外板　42.内翼前縁スラット　43.右側発動機ナセル　44.発動機パイロン　52.スポイラ　53.内側補助翼　54.内側二重隙間式フラップ　56.主要円きょう　62.後方貨物室扉　64.右側非常脱出口　66.発動機空気取入口　70.可動



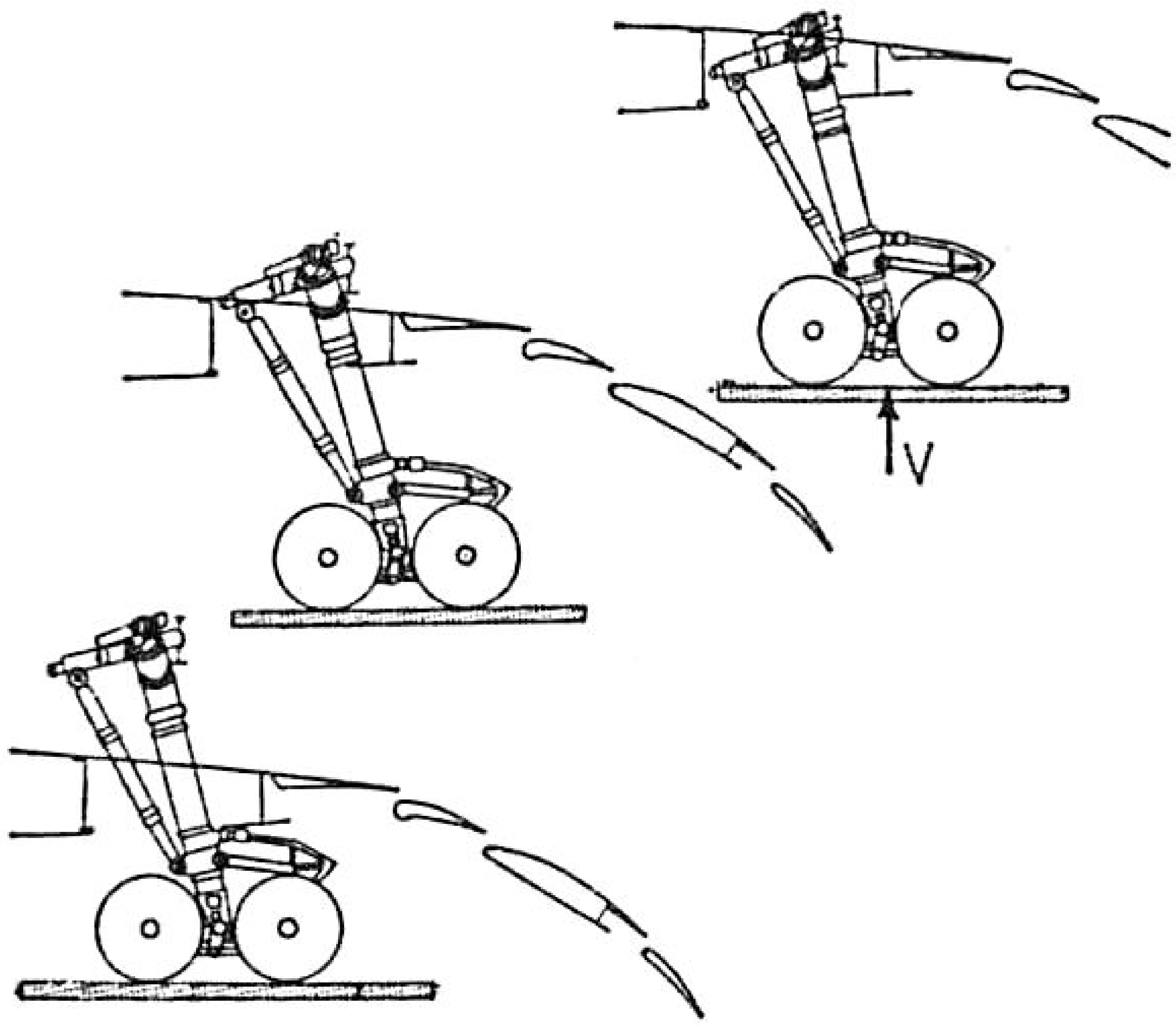
8－5　胴体と主翼の構造

抗、舵をとったときの尾翼からの力など、種々の力が機体に加わる。この力を受けて、それを機体の各構造に分散し、その構造材料の強度で持ちこたえることが必要となる。そのためには、機体の各部分に働く力を正確に見積もって、十分な強度を保ち、かつ無駄のない構造にする必要がある。近頃は応力外皮（ストレス・スキン）といって、外板にも強度を持たせるような設計がなされている。このようにすれば、梁や桁のような骨格だけでなく各部が無駄なく荷重を分担することができ、それだけ構造を軽くすることができる。

上図に飛行機の翼や胴体の一部の構造を示しておいた。なお、図8―3はコンコルドの分割製造のやり方を示している。図8―4はトライスターの構造図である。この図には主要部分の名称も註記してある。図8―6は機体部分の詳細である。これらの構造を見ると極めて複雑であるが、これは結局、各種の力を分散し

て合理的な構造になるようにしてあるわけである。この翼には翼の形を保つための小骨（こぼね）と、力をうけもつ桁（けた）とがあるが、外板が張殻構造、いわゆるモノコック構造といって、外板自体も力をうけもつことができるような構造になっている。胴体についても同様なことがいえる。

このように構造体を合理的につくることのほかにさらに、かかる力が各部に分散するようにこまかく計画しておかなければならないのである。さらに各所に大きな穴があいているが、これはある部分は操縦装置の油圧管が通過するために必要であり、ある部分は無駄な重量が増えないようになっているものである。特にこのような構造体では、局部的にはそれ程強くはできないから、そこに集中的な力が加わらないように注意して設計・計画されている。



8－6　燃料タンクの破壊防止

さらに最近は、フェール・セーフ設計法といって、一部分がこわれても他の部分で力をうけもち、大事にいたらないような設計をしている。

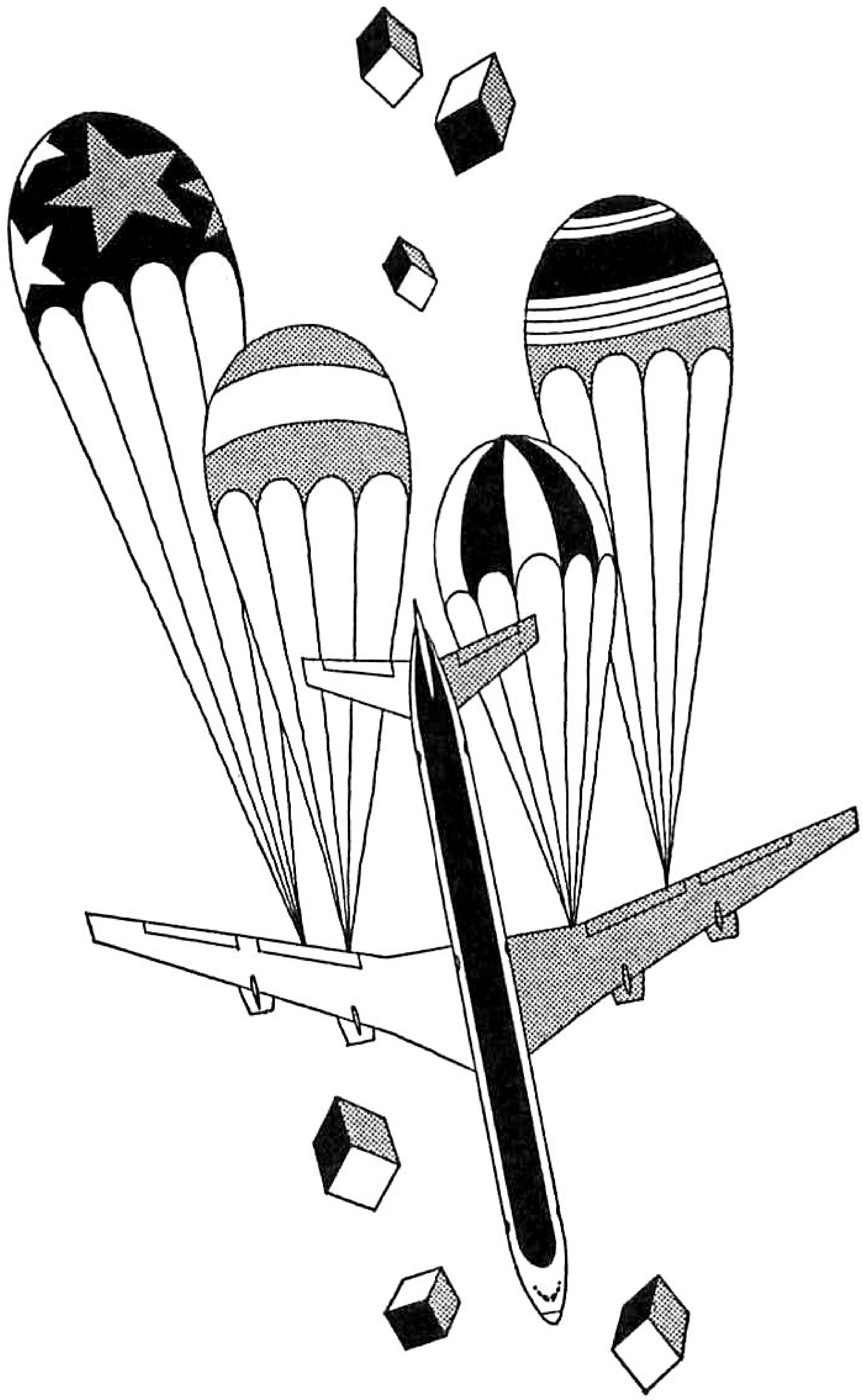
例えば図8―6にあるのは脚の部分である。この脚の部分が着陸の衝撃によって主翼をつき破ると、その中のタンクから燃料がもれて火災が発生するために事故につながる。そこで、むしろ脚はこわれても主翼のタンクがこわれないように

設計してあるというわけである。このほか翼の桁の中に割れ目ができた時に、それが奥まで進行しないような設計法もある。

飛行機の構造の上で極めて重要なものに振動に対する対策がある。特に空力弾性振動と称して飛行機の翼のねじれと、それによっておこる空気力の変化の連成によっておこる振動である。これはフラッターといって極めて危険なものとされる。これらについては専門的になるので、ここではこれ以上は述べないことにする。

現在の旅客機は軍用機のような消耗品ではない。その材料の疲労のために使用限界に達する、いわゆる物理的寿命は五〇万時間といわれている。したがって世界の民間輸送機一万機（ジェット機七〇〇〇、プロペラ機三〇〇〇）のうち、使用限度がきて新品と交換されるものは二七機から三〇機ぐらいでしかない。飛行機の交換は主として経済性の見地からおこなわれる。

9—飛行機はなぜ落ちるか

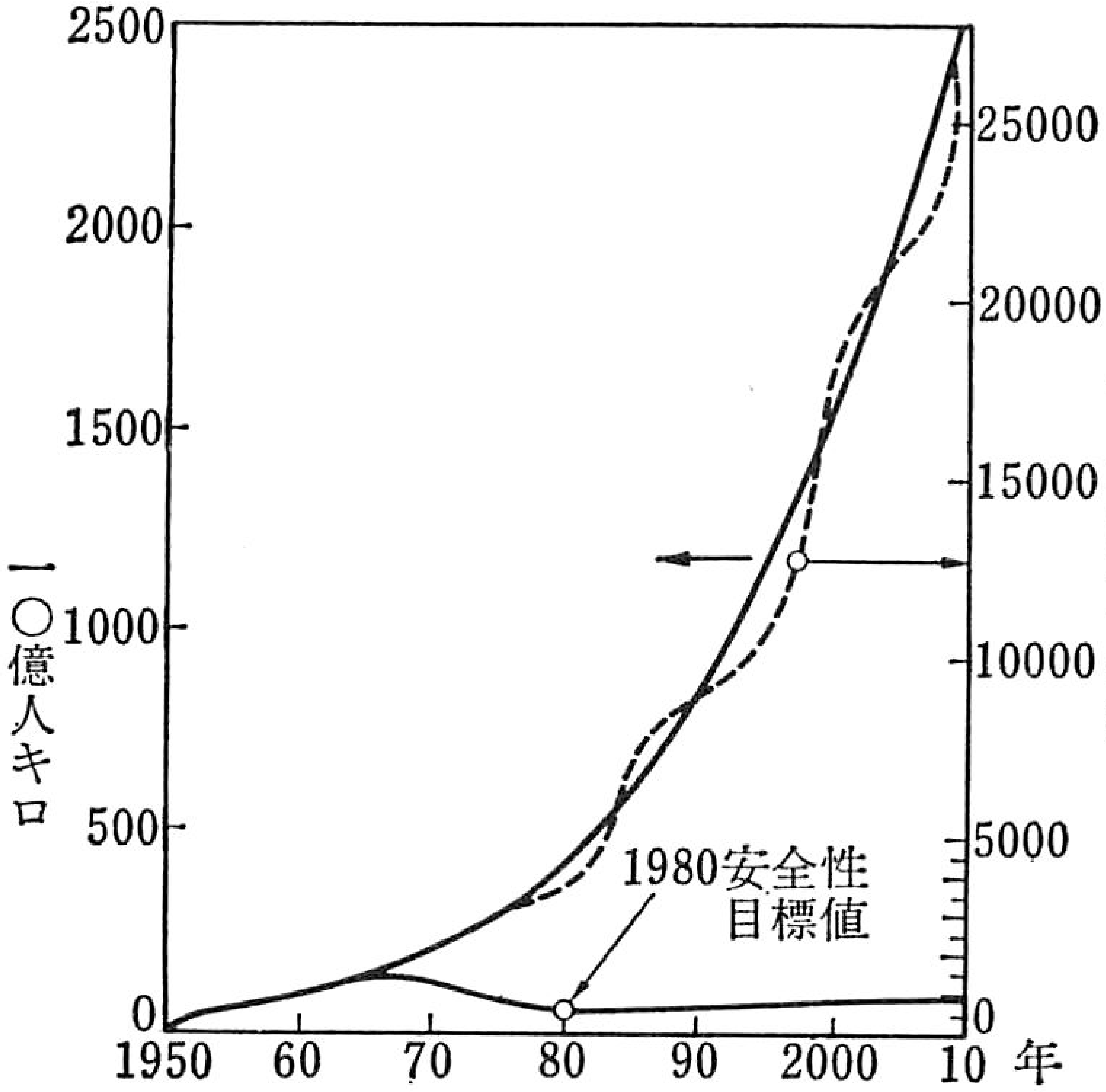


信頼性の壁

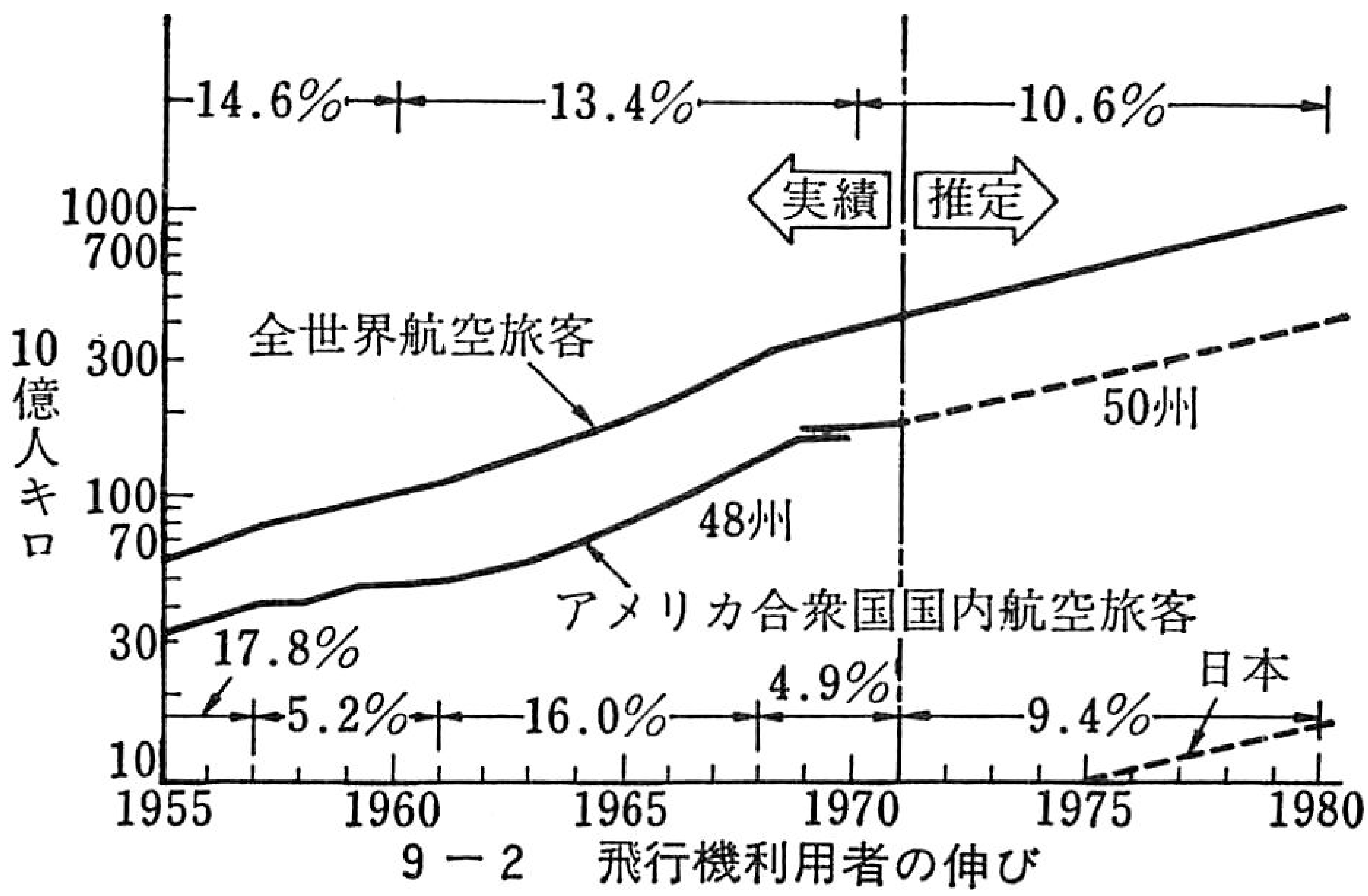
この本は主に飛行機は「なぜ飛ぶか」について述べているので、あまり「落ちる」話はしたくはないが、それでも航空機の事故が発生するたびに非常に悲惨な状況が発生し、新聞等にも大きく報道されて世人の注意をひくことが多い。飛行機の乗客は多少なりとも墜落の心配をしていると思うので、この課題も避けて通るわけには行かないと思う。

しかし航空機の事故による死者の数は世界中で一年間に一〇〇〇人を越えることは極めて少ない。これを例えば自動車事故による一年間の死者数が日本だけでも最近は一万人を越えることと比べてみても、飛行機事故で亡くなる方の人数はかなり小さいものであることがわかる。

世界中の定期航空輸送で事故のために乗客や乗員が死亡するということが起こる割合は、地球を六〇〇〇回飛行した時に五〇パーセントの程度であるといわれている。あるいは現在のジェット旅客機に五〇万時間乗って初めて事故にあう程度である。これがいかに少ない数かは例えば飛行機の中で生まれ育ち、一歩も地上に降りないでいても、五七歳になって初めて事故にあう程度であると云うこともできる。一年間の航空事故は世界中でおよそ三〇回程度で、ほぼ二週間に一回の割合である。しかし日本人は旅行好きなうえ、現在は世界的規模で活躍しているので、遠隔の地で起こった航空事故の中にも、日本人の名前をしばしば発見するようになってきた。



9－1　乗客数と事故死亡者



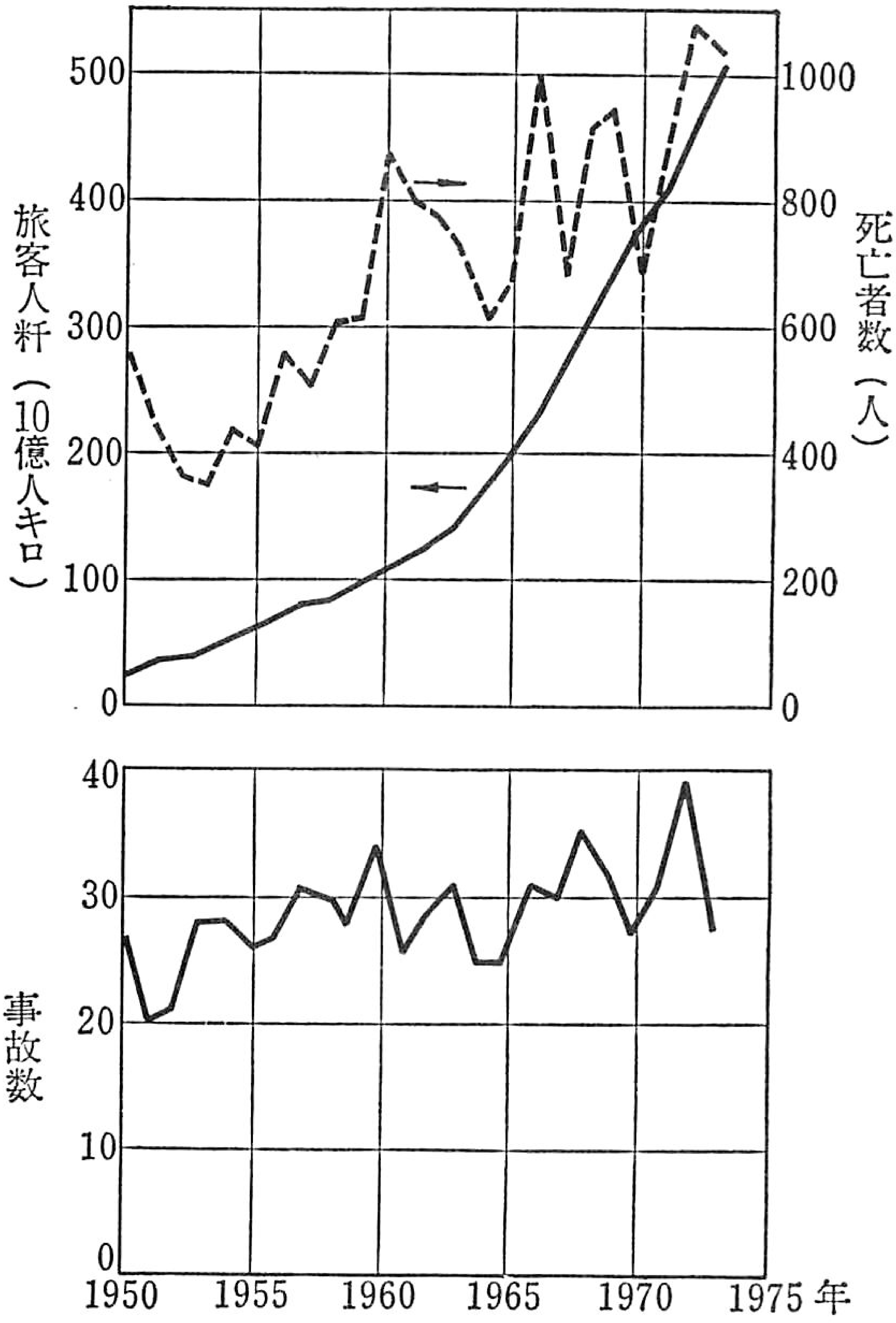
9－2　飛行機利用者の伸び

また一方において、空の旅客数は図9―2に示すように非常な勢いで伸びているので、旅客機の事故率が現在と変わらないものとすれば、当然死亡者の数も増加すると考えられる。このように仮定してみると、一九八〇年代の終わり頃には航空事故による死者の数が約八〇〇〇人近くとなり、事故の発生回数も平均して一週間に一度以上となるから、三日に一回の割合で墜落事故が発生するものと見込まれる。

そこでスウェーデンの航空学者ルンドベルク博士は、事故の発生件数の限界は年間二〇〇回程度、二日で一回の割合が限界で、これ以上になると航空旅行に対する民衆の恐怖感が増大し、航空事業そのものが重大な危機に陥ると述べている。これが「信頼性の壁」である。われわれは既に「音の壁」、「熱の壁」を突破することに成功して来たが、一九八〇年頃には、航空界はさらに新しい障害に直面することが想定される。

残念ながらニュートンの万有引力の法則が正しい限り、絶対に墜落しない飛行機を造ることは理論上不可能である。しかし安全性や信頼性を増して、航空事故による死亡者の数を減らすことは技術的にできる。例えば今から七年経てば現在の約一〇倍近くの乗客数になると思われるが、その時には事故の発生率を今の一〇分の一以下に減らしておけばよいことになる。

図9―3は、戦後二五年間の航空事故の件数について示したものである。これは世界中の民間定期航空の統計を示している。したがって、軍用機の戦闘中の損耗や、民間機の訓練中の事故な



9－3 航空事故の推移（1950－1973）

戦後25年程の間に航空旅客は急激に伸びているが，事故によって死亡する人の数は年間500人程度から1000人程度で，事故件数の方も年30件前後であまり変化していない。ソ連を除いた主要国の統計である。

どはこの統計には含まれない。乗客数は一九五〇年には二八〇億人・キロであったが、一九七三年には五〇〇〇億人・キロになり、この二三年ほどの間に一八倍に増えていることがわかる。これに対して、死亡事故の発生件数は非常に少なくて、一年間の発生数は約二五から三五に増えたにすぎない。しかし発生件数は少ないけれども、飛行機が大型化して平均乗客数が増えているために、死亡した乗客の数は年間平均四〇〇人から一〇〇〇人に増えていることは注意すべきである。

重大事故の発生する時期

図9—4は一五ヵ国の主な航空輸送事業について、ここ一〇年間にどのような状態で事故が発生するかを約二〇〇件について調べたものである。すなわち、いま定期旅客機に乗って旅行する場合を考えてみよう。

飛行機が乗客を乗せて滑走路の端に到着し、エンジンをフル回転して離陸する。この時にエンジンの故障が起きると極めて重大な事故になる恐れがある。

さらに離陸すると直ちに脚をひっこめ、ひきつづいて上昇を続けるが、この時にはまだ客室の「ベルト着用」のサインがついている。これまでの間に重大事故の約二〇パーセント程度が発生しているものとみられる。

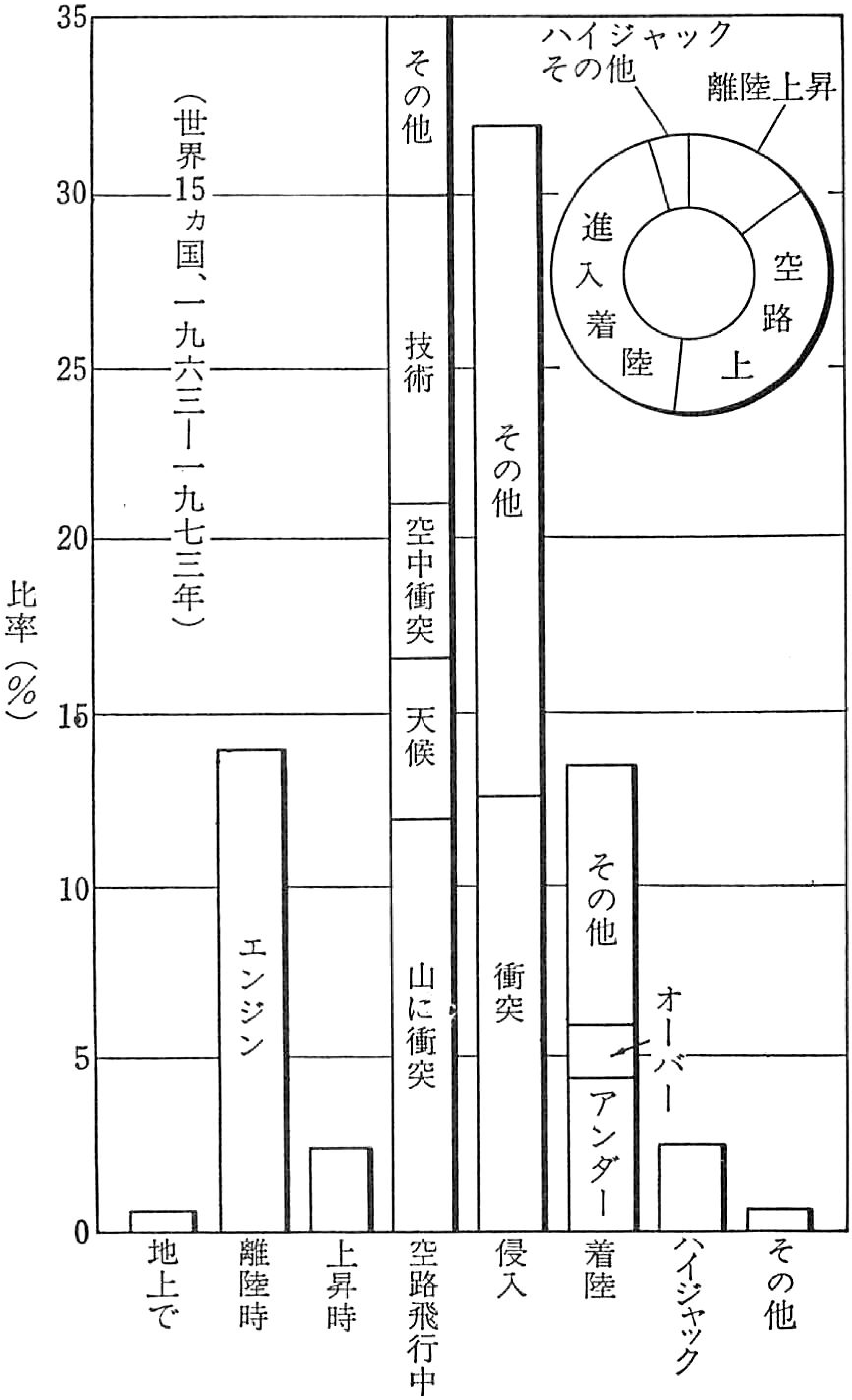
さて所定の高度に達すると水平飛行に移って空路を目的地に向かって飛行するわけであるが、

この間に発生する事故は多く見積もってもたかだか三五パーセントである。しかし通常の場合には、この水平飛行の間が時間的に一番長い。

いよいよ目的地に近づいてくると飛行場に向かって進入し、着陸をするわけで、再び「ベルト着用」のサインがつくが、これから先が実は極めて危険である。つまり、残りの事故四五パーセントはほとんどこの部分で発生するといってもさしつかえない。例えば太平洋無着陸横断の九時間の飛行をするとして、重大事故の六五パーセントは、離着陸時の合計僅かに二〇分程度の間に起こっていることになる。

航空事故の原因

この事故を図に従ってもう少し細かくみていくことにしよう。飛行機が地上に停止したり、あるいはエンジンをふかしながら地上滑走をしている場合に、地上の作業員がプロペラに巻きこまれたり、あるいは飛行機が作業用自動車などに衝突したりして事故が起こることが若干ある。しかし一六パーセントの事故というものは離陸・上昇の間に起こる。これはエンジンが故障するためとか、あるいは天候によるものとかである。次に航空路上でおこる事故は全体の三五パーセントを占めているが、この約半分は山などに衝突するとか、他の飛行機と空中接触や衝突をするためである。大気の乱れとか氷結などを含む天候による事故というのは、五パーセントにすぎない。



9－4　航空事故原因別統計

進入から着陸までの事故は約三二パーセントであって、そのうちの一二パーセント程度が地上あるいは山などの障害物に衝突するためにおこる事故である。したがってすべての事故の四分の一は、空路上もしくは進入時に地上物に衝突するために起こっている。日本で起こった事故でも昭和二七年日本航空の三原山事故を初めとして、このような例をたくさん挙げることができる。

着陸時の事故は全体の一三パーセントである。このうちで大部分は飛行機が滑走路より手前（ショート）で着陸したためであって、滑走路の先の方で接地することすなわちオーバー・シュートすることによって起こる事故はそれほど多くはない。このような場合にはパイロットはもう一度着陸をやり直すことができるからである。このように進入から着陸までの間で事故の約四分の一が発生するといえる。

パイロット・エラー（操縦士の過失）

イギリスの統計によると、パイロットの操縦ミスというものは極めて大きな比率を占める。重要な事故の四〇パーセントがパイロットによるものであるという統計もある。これらのうちのあるものは操縦の誤りとか、不注意な操作によるものであるといわれている。

現在ではフライト・レコーダーというものがあってパイロットの操作が記録されているから、十分にその原因を追求することができる。だがパイロットが疲労することによって事故が起こる



9－5　落ちない飛行機の着想

絶対に落ちない飛行機はできないものだろうか？　これは設計者にとっても重要な目標である。落ちる前に落下傘をひらくのも一つの着想である。しかし危険なのは落下傘の効きめのない離着陸のときだ。また重量が重くなってもだめ。うまい着想はないものか？

ということに関しては十分な証拠がないのではあるが、これはむしろ当然なことであると考えられている。この疲労はいわゆる肉体的な疲労とは違って、注意力が欠如してくることによって著しくあらわれる。特に着陸時にはパイロットが非常に長い間緊張した後でもあるので、その疲労度が高まっているものと考えられる。

進入および着陸に対しては、むしろ非常に混雑する空港ではそれほど事故の数は多くないのであって、着陸時の事故が発生するのはむしろ設備の貧弱な地方空港であることが多い。国際空港ともなると多くの場合地上設備が完璧であるが、まだ世界中には、年間数万の旅客を取り扱う国際空港でありながら計器進入着陸装置の設備のない場所がある。

近頃はマイクロウェーブを使った超短波誘導着陸装置（ＭＬＳ）が使われるようになって、一層着陸が容易になってきた。このような設備があると、ほとんど視界ゼロの状況でも安全に飛行機を着陸させることができることになる。そして離着陸時の事故が完全に防止できるとすると事故率が著しく減少することは、図9―4に示した通り統計の上からも明らかである。

その他の方面に利用されるエレクトロニクスの発達も、見逃すことができない。現在でもジャンボ機には小型のコンピュータが搭載されていて、風向き風速などを考慮し、目的地までの所要時間などを正確に計算することができるようになっているが、将来はあらゆる飛行操作を自動的におこない、パイロットはただ計算機を見守るだけということになるであろう。このようにして

安全性は一層高められるはずである。

ハイジャック

最後にハイジャック等の人的原因による事故がある。これは航空機の側に責任のある事故ではもちろんないが、旅客の心配の種であることも事実である。一九四八年から一九七二年までの間にハイジャックの発生件数はおよそ三八〇件あった。一九六八年から七一年という極めて短い間でさえも、一二人の乗客および乗組員が殺され、一八人の犯人が射殺されている。また、ハイジャック一三人を含む七一人の人たちが重傷を負っている。

ハイジャックの計画の多くが地上で取り押さえられていることは喜ぶべきことであるが、「航空機の不法な占拠を防止するためのハーグの条約」が四三の国によって批准されたので、一九七一年以降はその効き目が現れはじめているようすである。一九六二年には六二件の発生があったのに比べて、一九七三年には十月までに僅かに一五件しか発生していないから、この条約の効果があったものと思われる。しかし一九七三年の十二月にはパン・アメリカン航空のボーイング707が放火されて三〇人の乗客が死亡し、一八人が重傷を負うという惨事があった。

ハイジャックは多くの場合にたんなる物盗りではなく、政治的または思想的な主張を持っている。それぞれの云い分はあろうが、しかし、乗り合わせた一般旅客にとってはこれほど迷惑なこ

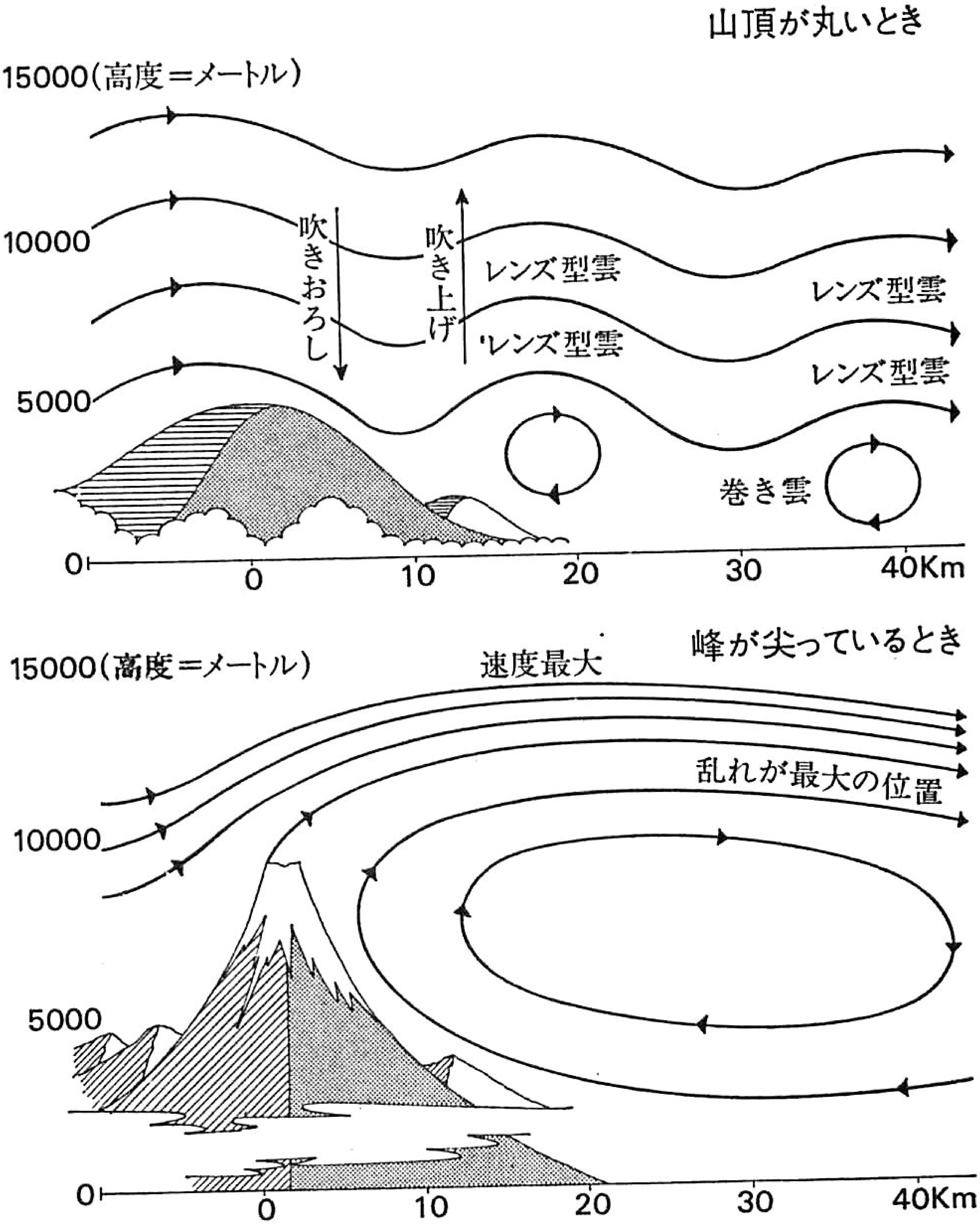
とはない。ハイジャックに遭わなくても、空港における検査のために多くの時間を無駄にしなくてはならない。何とか防ぐ方法はないものであろうか。

飛行機は軽い金属でできており、上空では客室の圧力を保っているから、一発のピストルでも飛行機の外壁を打ち破ることができる。わずかな亀裂でも内外の圧力差によって大きな破れ目に成長して、空中分解をおこす危険がある。パイロットが冷静に対処してハイジャックの云う通りにするのはこのためである。しかし軽くて鉄よりも丈夫な合金が発明されれば、操縦席の扉を厳重にして少々のことでは容易に破れないようにすることもできよう。

山との衝突と晴天乱流

今までにも示したとおり、死亡事故の四分の一は飛行機が空路上や進入時に山などに衝突することによって起こっている。また、乱気流のために空中で機体の一部が破損することによっても相当重大な事故が起こっている。しかし山に衝突する飛行機はほとんどがプロペラ機であって、これは多分、飛行高度が低いためと思われる。

高度計や航法のミスを無視すると山に衝突することは、山の風下の気流に関係があるようである。これには基本的には二つのタイプがある。すなわち、それは山の頂上付近が滑らかである場合と、あるいは峰が切り立っているところを越えて風が吹いてくる場合である。山の頂上付近が



9－6　山越え気流の乱れ

山越えの気流は山の風下の方に遠くまで影響をおよぼす。山の峰が丸いときと尖っているときとで様子が違っている。このような気流の乱れは肉眼ではもちろん見えないが，ときにはレンズ形の雲を生ずることもある。

円やかである場合には、岩の上を流れる水流と同じように、その岩を乗り越えたあとで下流側に深く落ち込む。それから、また水面が盛り上がり、高低があって、一連の横波が生ずる。この風下側の波の波長は、気流の条件と山の形や表面や山の大きさの性質によって決まってくるものであるが、もしもこの波長と後の山並みの波長とが同調すると、波が次第に大きくなり、反対の場合には波が消えてしまう。

この風下の波は南米のアンデス山系では八〇〇キロも遠くまで続いているという報告があるが、多くの場合には八〇ないし一六〇キロも風下に続いている。そして二万四〇〇〇メートルの高さにまで影響が及んでいる。この中にはいろいろな気流が混ざっているし、温度の変化によってレンズ形の雲ができることが認められる。図9―6で、尖った高い山の後では大きな乱れができることが認められる。この乱れは四〇パーセントにも達する。三〇〇〇メートルの高い山の一六キロ風下において、この乱れは高度四六〇〇メートルから七六〇〇メートル付近で最高に達するということが風洞実験によって確かめられている。山の風下側での流れの模様は、人工衛星からとった写真でも見つけることができる。

第三のタイプの地形の影響は一種の渦巻きである。しかし、この渦巻きは飛行機の大きさと比べて非常に大きいので、今のところはあまり事故に深いかかわりがあるものとは考えられない。

このような航空機の事故を防止するためには飛行機自体を丈夫に造ることが第一であるが、事

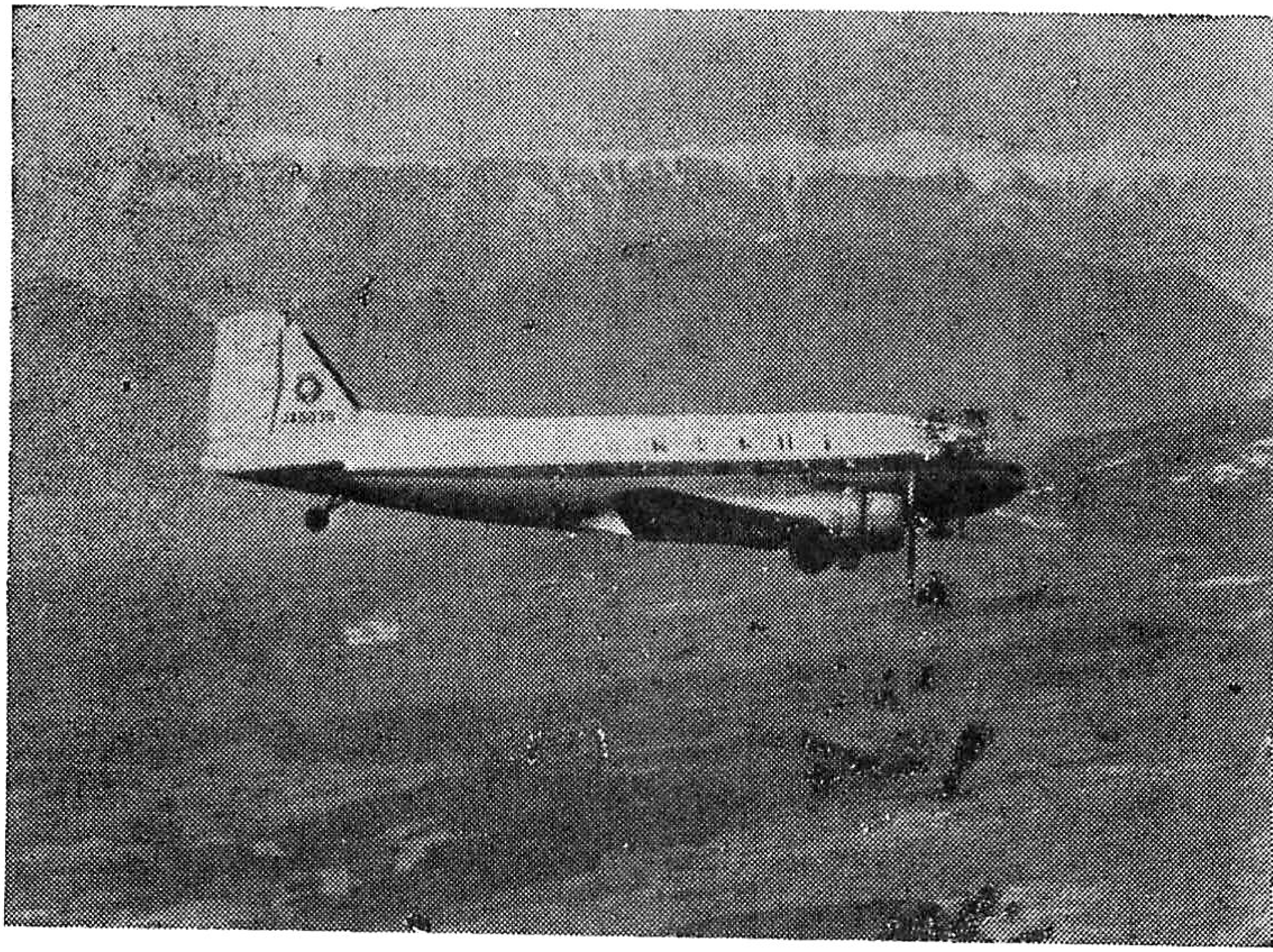
故を科学的に分析して同様な事故が再び繰り返して起こることを極力避けなければならない。例えば昭和四九年の三月三日にパリでトルコ航空のDC—10型機が事故を起こしたが、このときと同種の事故がその前にも起こっているので、これは全く対策を怠ったためであるといえる。

いずれにしても現在は飛行機が大型化しつつあるので、いったん事故が起こると大量の死者が出る危険がある。この種の事故は極めて重大であろう。

失速

飛行機を空中に支えている揚力が十分でなくなると当然、落ちる。前に説明したように揚力は速度の二乗に比例するから、速度が半分になると揚力は四分の一になる。しかし揚力係数C_Lが四倍になれば、揚力そのものは同じ大きさを保つことができる勘定になる。図2—3によればこれは迎え角αを大きくすればよいことになる。αを大きくするには飛行機が先端を上に向けて飛べばよい。このとき同図に示したように抵抗係数C_Dの方も大きくなるから、抵抗が増加してますます速度が下がる傾向にあることに注意しなければならない。

ところが余りαを大きくしすぎると急にC_Lが下がり、同時にC_Dが急増する。これは図2—12に示すように流れが翼の表面から剝離して、循環が減り、伴流の領域が増加するためである。この状態では抵抗が増えるので速度が急に落ちる。すなわち「失速」の状態で、飛行機の揚力は急に



9－7　ダグラス　DC－3

民間輸送機として広く世界で使用された。1935年12月22日初飛行。1946年製造中止までに民間用に803機関。軍用輸送機として10,125機が製造された。これは戦前わが国の昭和飛行機でも製作権を購入して製造したことがある。また全日本空輸，戦後の日本航空，日本ヘリコプター（全日空の前身）でも使用された。初飛行から50年以上たった現在でもどこかの空でみかけることのできる，寿命の長い飛行機である。現在では社名がマクドネル・ダグラス社となったが，部品の補給が現在でも続いているのはさすがである。DC－4，CD－6，DC－7へと発展していった。

小さくなる。この状態ではαを増せば増すほど揚力が小さくなる。

飛行機が離着陸時の低速のとき、パイロットが誤って機体を引き起こしすぎると失速墜落の危険がある。

失速の状態では左右の主翼上の流れがアンバランスになることが多く、飛行機が「錐(きり)もみ」状態になって操縦不能になることさえもある。

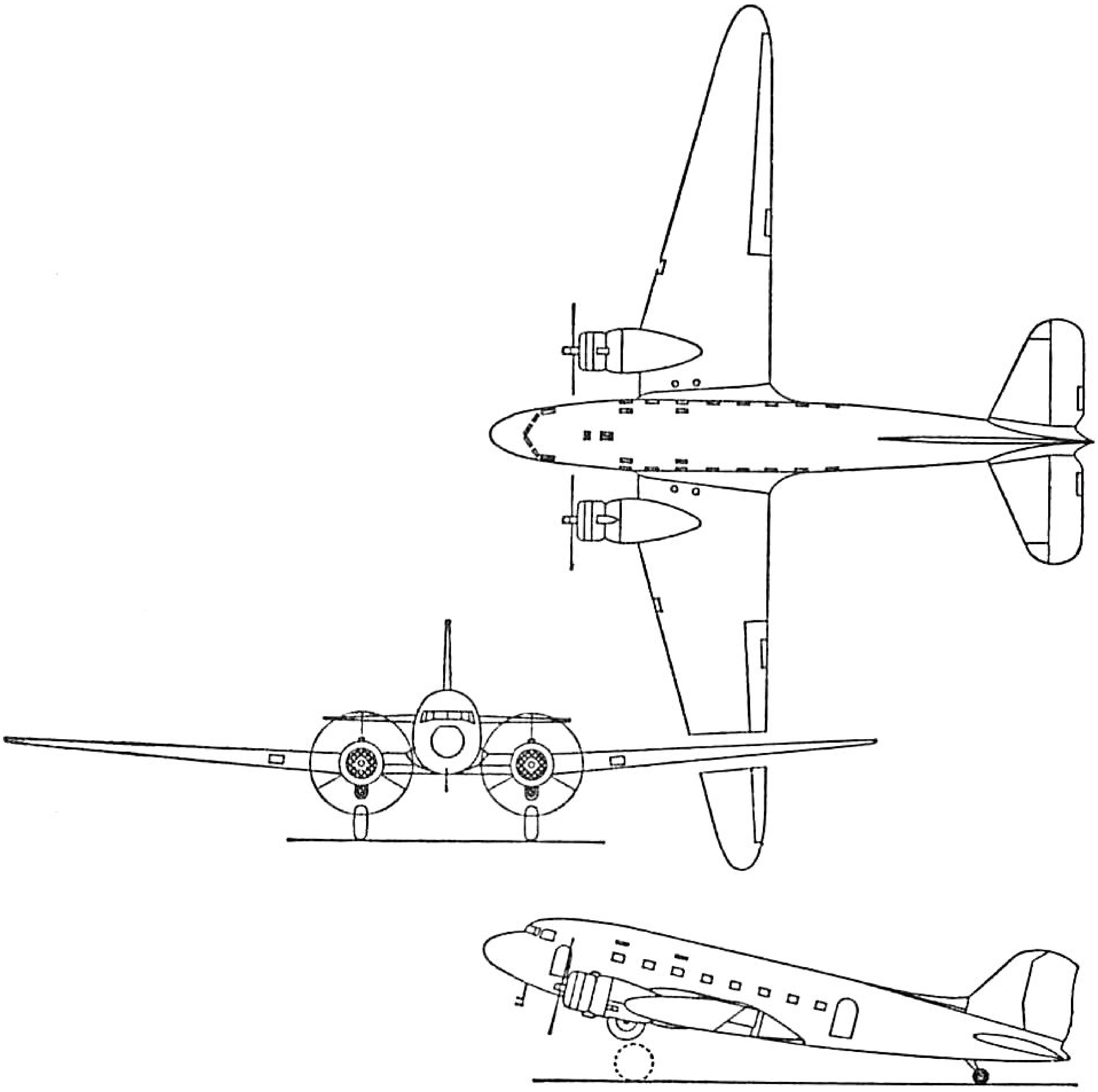
しかし定期航空便の操縦士は十分な訓練を積んでいるから、このような初歩的な操縦の誤りによって事故を起こしたことは、統計上からも例がない。

一方、特性の良い翼型を選んで容易に失速しないような機体を設計することは、飛行機設計者の重要な責任である。

上へ落ちる

錘りに糸をつけてぐるぐるまわすと、遠心力が働いて糸がピンと伸びる。速度をどんどん上げると遂には糸が切れて錘りが遠くへ飛んで行く。

飛行機が地球のまわりを飛行するとき、その速度が速くなると遠心力が重力と釣り合って、揚力が働かなくても水平に飛べるようになる。人工衛星や宇宙ステーションには飛行機の主翼のようなものはないが、それでも落ちてこないのはこの理由による。



9－8　DC-3要目

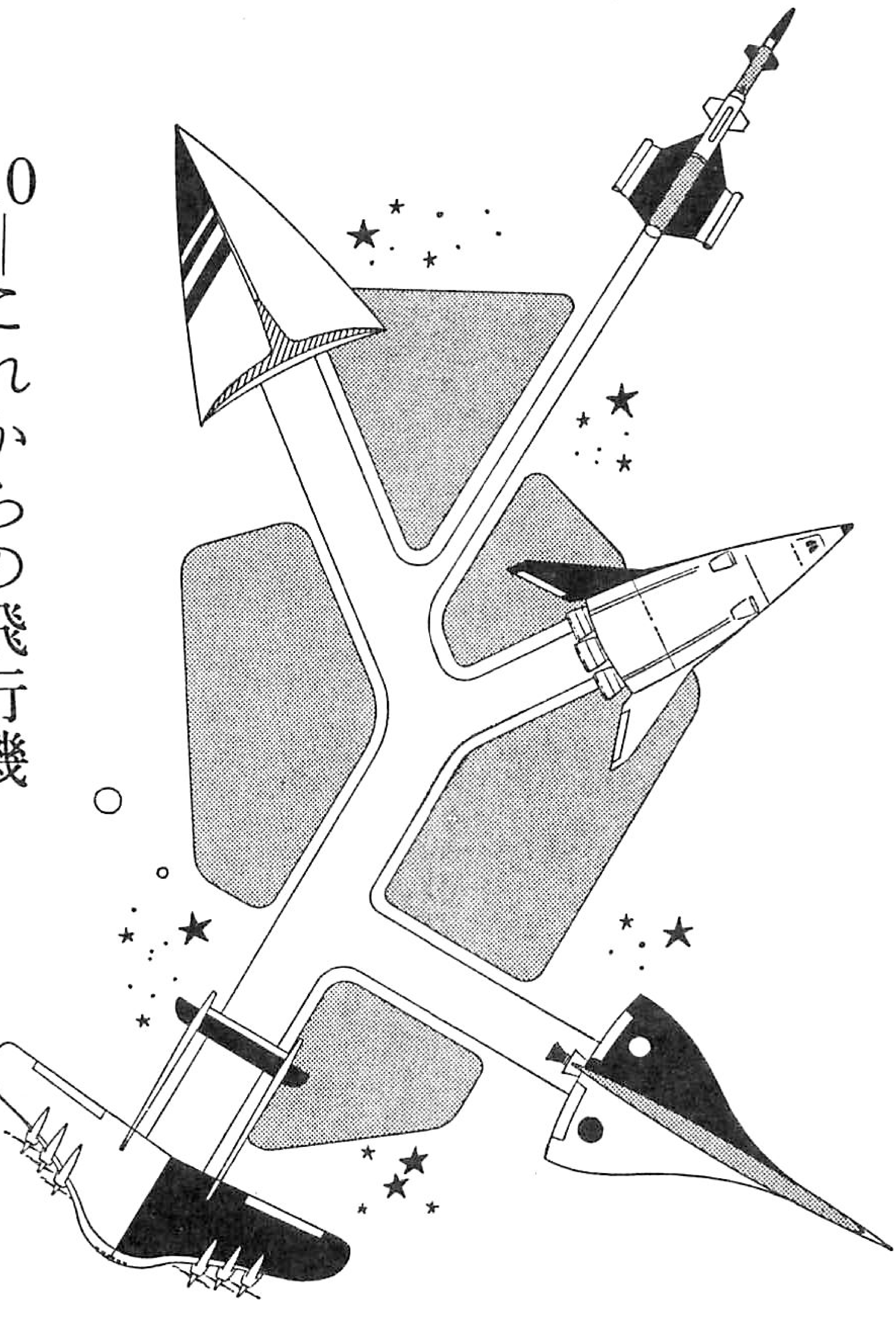
主要寸法	全　長	19.7*m*
	全　幅	29.0*m*
	全　高	5.0*m*
	主翼面積	91.7m^2
重　　量	自　重	7,330*kg*
	総重量	10,800*kg*
乗　　客		21人
主要性能	巡航速度	272 *km*/*h*
	航続距離	3,900*km*
エンジン	ライトG12－1820－G102 サイクロン×2（推力）1,200馬力	

静止衛星といって地球上の一点の真上に常に存在する人工衛星が計画されているが、これは地球と一緒に二四時間で一周するような、決まった速度で飛んでいるものである。地球の引力は、ニュートンの万有引力の法則で地球の中心からの距離の二乗に逆比例して減少する。そこで静止衛星はその時の遠心力が地球の引力に釣り合うような高度を飛行することになる。

飛行機の速度をさらに増すと、空気の密度の濃いところでは揚力が増えて高度が増すが、さらに高いところで速度を増すと、遠心力が地球の引力にうち勝って宇宙へ飛び出してしまう。これが脱出速度である。この速度は地上付近では、前に述べたように毎秒一一キロ、マッハ数にして四〇程度である。

現在は飛行機が墜落しないように関係者が苦心しているが、飛行機の速度があまり速くなり過ぎると上に落ちて、宇宙の果てへ飛んで行ってしまうことが心配になる。

10——これからの飛行機



軍用機

空気よりも重いものが空を飛ぶということは、重力の法則がある限り極めて困難なことであるのはいうまでもない。現在までの飛行機はその当時の科学技術の粋をあつめて設計・製造され、また運用されてきた。私はこの本の中で主として旅客機の発達について述べたが、もちろん戦闘機や偵察機、爆撃機のような軍用機の発達も見落としているわけではない。

わが国においても、「はやぶさ」や零戦など優秀な戦闘機が数多く製造されている。そして第二次世界大戦においてはいわゆる制空権、すなわち航空機の質および量における優位性がその勝敗の行方を大きく分けたことは記憶に新しいところである。

しかしながら、航空機が戦闘の直接の勝因になる時代はすでに過ぎつつあるように考えられる。現在の戦闘用の飛行機はすべて超音速で飛行している。もし相互の戦闘機が、例えばマッハ三の速度で互いに相向かって進行してくるとすれば、それぞれ秒速およそ一〇〇〇メートルであるから、二キロ先の飛行機が一秒の後ではすれ違うことになる。このような速度になるともはや、人間の動作の速度をはるかに上まわってしまっている。

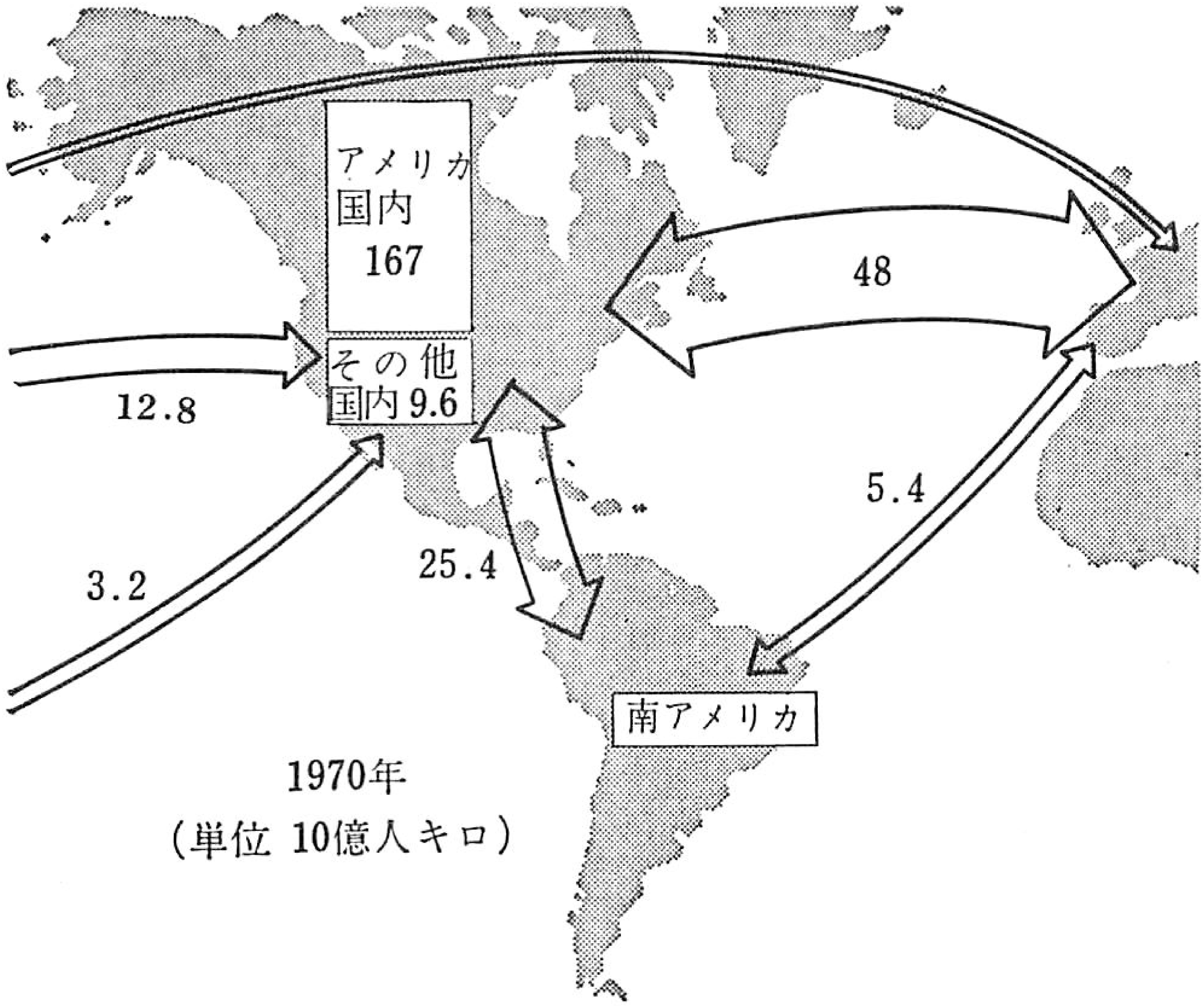
現在の戦争は核弾頭をつけたミサイルと、これを防衛するミサイルとの戦争であって、世界的に緊張緩和の方向に向かっている。

飛行機というと、今でも戦争中の暗いイメージがある程度つきまとうのはやむをえないことでもあるが、最近開発された大型の旅客機は最初から民間機として設計されたもので、軍用機を転換して造られたものではない。例えば今日の五〇万トンの大型タンカーが昔の戦艦や空母の計画とは全く違った発想のもとに設計・製造されており、また自動車が戦車とは違った発想のもとにつくられていることを考えれば、このことは明らかである。

平和への旅

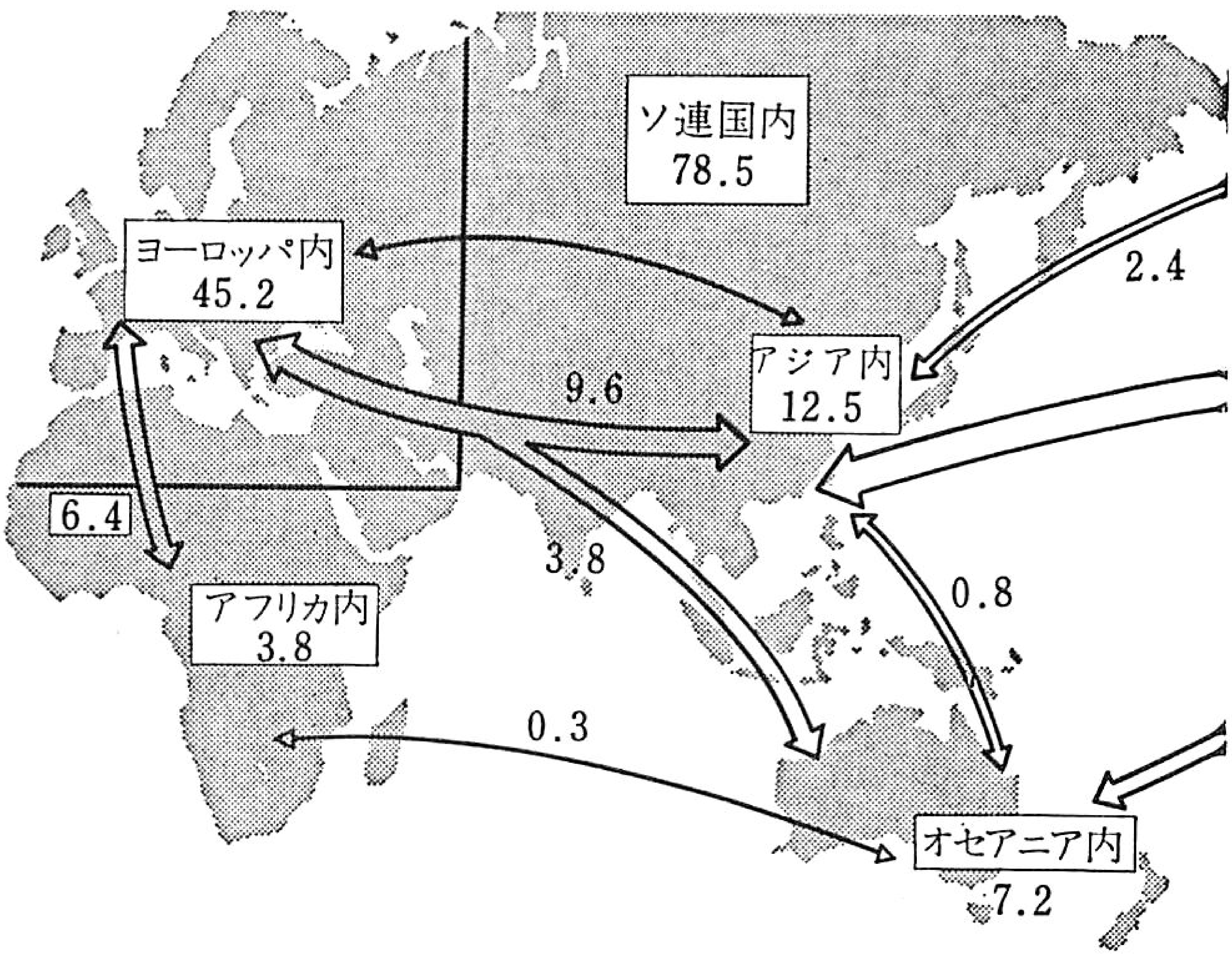
遠く離れて生活をしていると言葉も違い、風俗も違う。そこに国際間の各種の誤解が生ずる原因がある。今日では中近東におこった局地的な国際紛争も、世界中の人がこれに関心をもち、国連の場で討議されることによって、大戦争に発展することがふせがれている。もし、この種の問題が発生した場合には、当事者が直接国際会議の場に出席して、その心情を表明することも許されている。情報の遅れやまちがいが、政治の世界でもビジネスの世界でも大きな損失をまねくことはよく知られているところである。

第二次大戦後、各種の局地戦争はあったにしても三〇年という長い間世界的に平和が保たれているのは、一方においては国の運命を握る政治家が気軽に旅行して、いわゆる、トップ会談、すなわち、顔をつき合わせて国際問題について相談するということが可能になったためである。し



たがって航空機の発達が世界平和をもたらしたというのも、あながちこじつけではないと考えられる。

第一次大戦や第二次大戦では飛行機で敵の艦隊を爆撃したり、あるいは、空中戦をしたり、都市攻撃をおこなったりすることが戦争であって、航空機は武器として考えられていたけれども、現在は核弾頭をもったミサイルが発達していて、もはや戦争の武器としての航空機はその価値を失っているようにみえる。これからの飛行機はむしろ旅行の手段として新しい存在価値が認められるものと考えられる。それが本来の姿であろう。

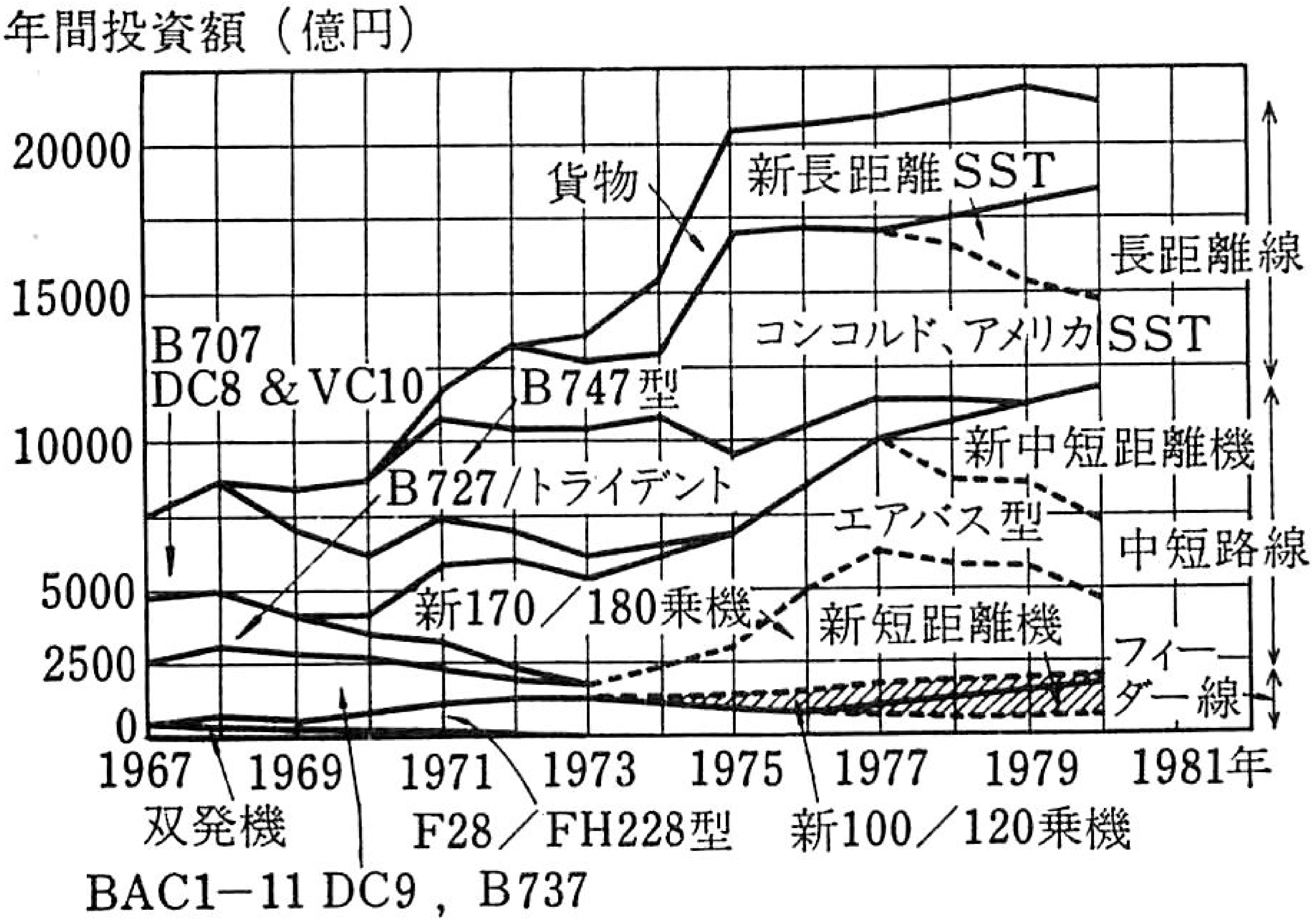


10－1　定期航空旅客数

利用者の増加

世界中の人々は日本人だけにとどまらず長距離を旅行する傾向が次第に強まってきている。夏、これから休暇がますます長期化大型化してくると、それを利用して旅行に飛行機を使う人がますますふえてくるものと思われる。このように大量の人を短時間で安全に輸送する手段としては、飛行機以外に便利なものは考えられないと思う。このような要求に答えて今後も、旅客機が新しい技術の発達をとり入れて、数多く設計され製造されるものと予想される（図10－2参照）。

しかし一面において、航空機の開発には巨額の資金が必要になる。航空機

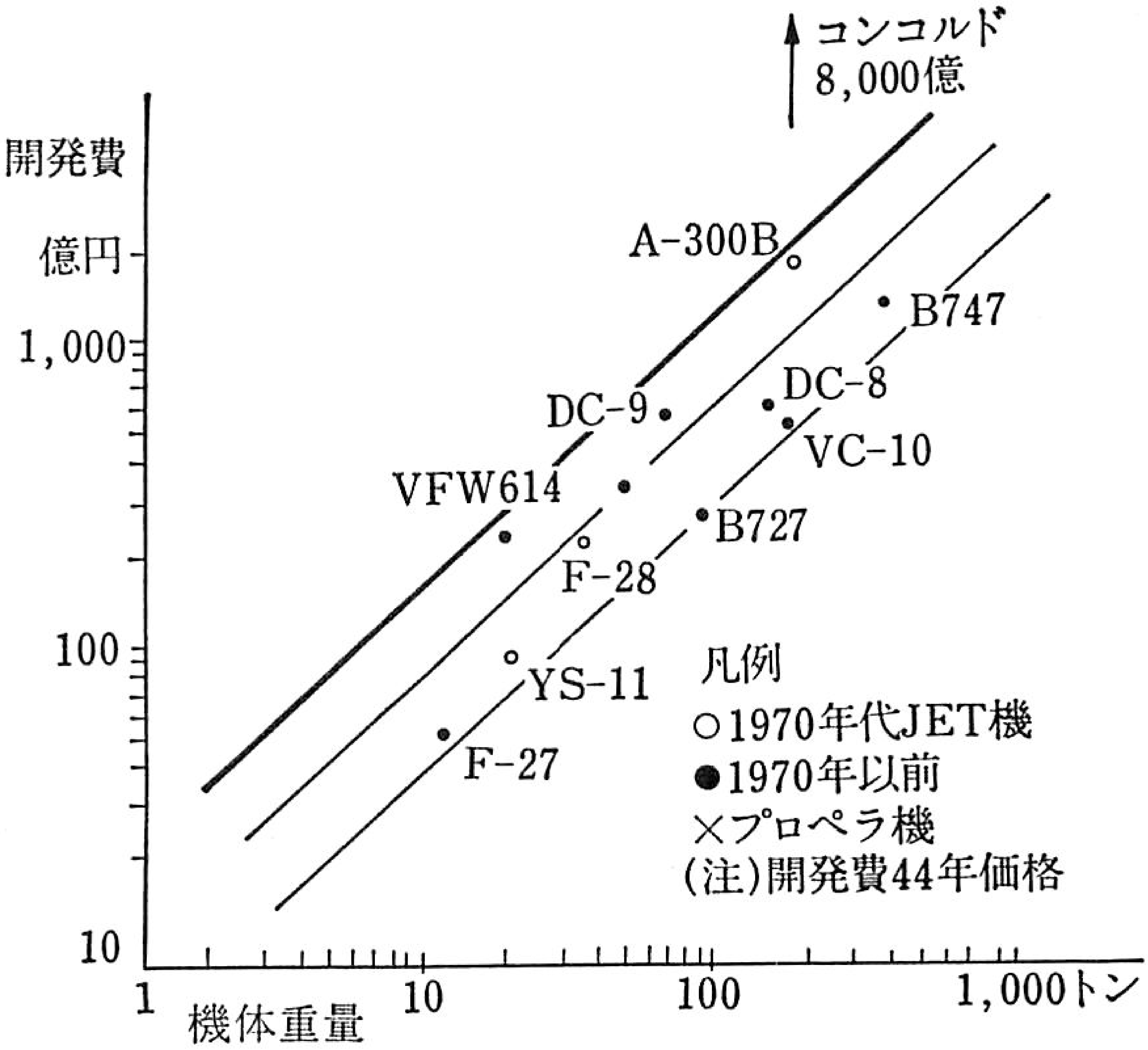


10―2　ロールス・ロイス社の市場調査

が今後ますます大型化することが一般的な傾向であるとすれば、図10―3でみるように、その開発には巨額の資金を必要とし、容易でないことが明らかである。これはコンコルドのようないわゆる超音速旅客機は例外としても、亜音速の飛行機についてもますますこの傾向が激しくなるものと思われる。

そこで、今後でてくる飛行機といっても、それほど数が多いものとは考えられない。図10―4は横軸に航続距離、たて軸に座席数をとって現用または近い将来に出現が予想される大型機を示したものである。

一方、現在造られている飛行機は十分安全で役に立つから、新しい飛行機を製造することをやめて、現在の飛行機をますます多くつくり、これを安全に使いこなしていけばそれでよいの



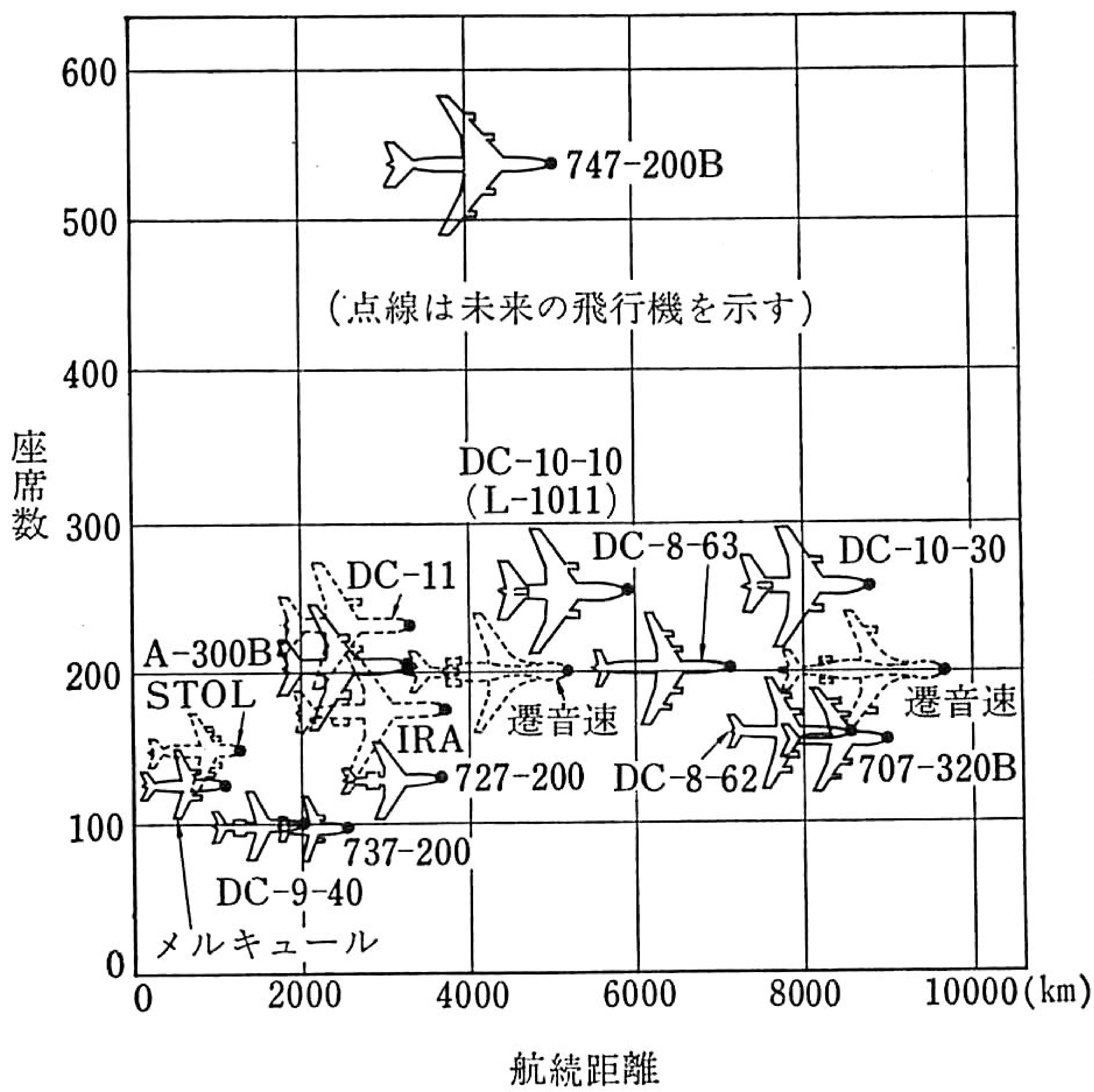
10－3　航空機の開発費

ではないかという意見も確かにある。

新しい価値

しかし飛行機の開発の間隔が長ければ長いほど、その間における科学技術の進歩はめざましいものがあるから、五年おき一〇年おきに出現する飛行機は、性能の面だけでなく安全性や騒音対策等においてもはるかに良いものがでてくるはずである。現在の飛行機の市場における生命は、やはり他の耐久消費材と同じく五年、または一〇年の期間である。

一方、性能の高い飛行機を利用することは、直ちに飛行機会社の利益に結びついているので、各国の航空機会社は争って、より優秀な輸送機を購入しようと考える。現



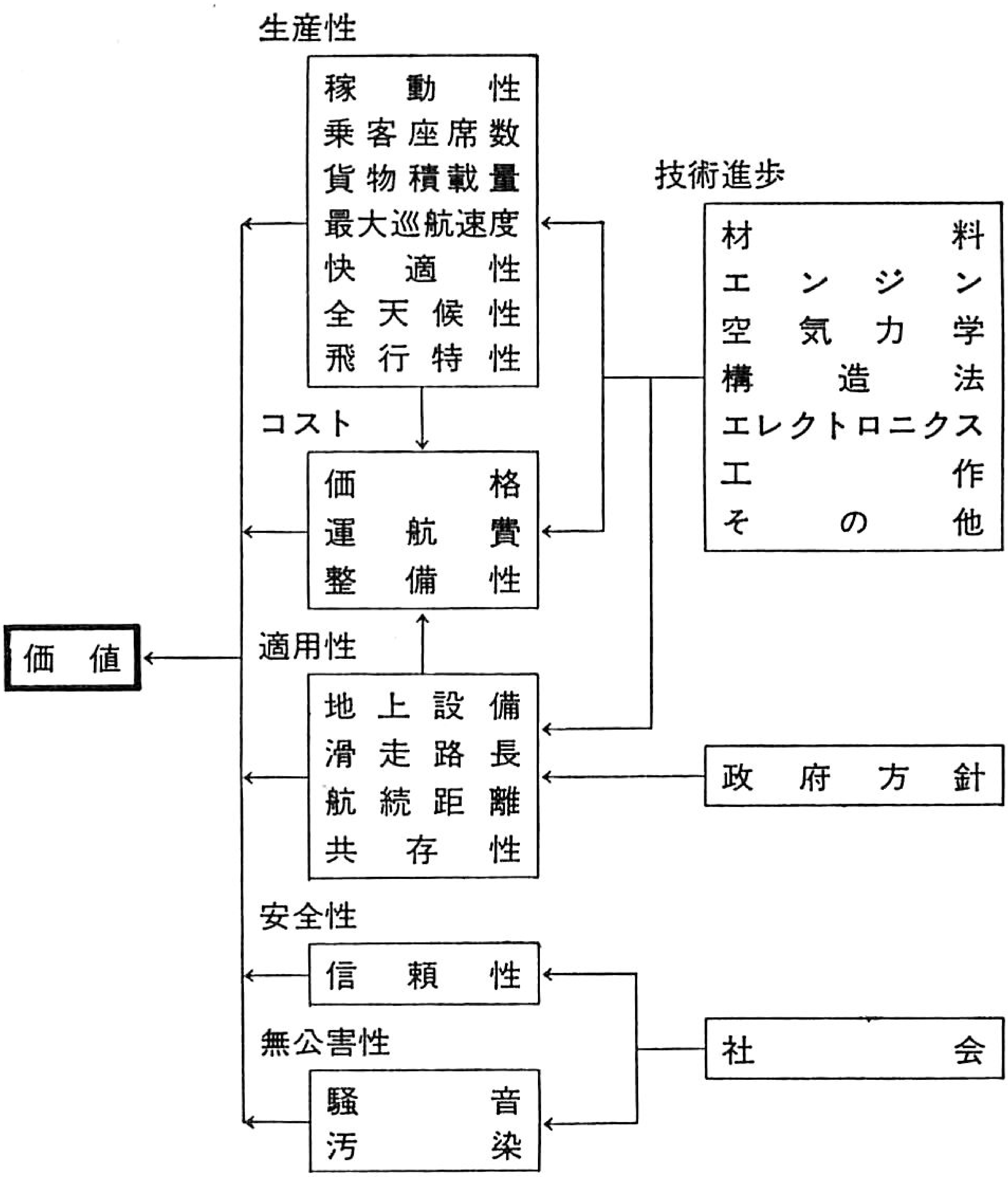
10－4　旅客機の座席数と航続距離

現在運航中のものや計画中（点線）の旅客機の性能。航続距離で国内線用，大陸横断，国際線用などに分類できる。また座席数が200人以上となるとワイド・ボデーとなる。大型機になるととくに航続距離を減らし，その分だけ燃料の積載量を減らして乗客の座席数を増やすことができる。図には新しく割り込む隙間が殆ど見出せない。

在使いなれている飛行機をもう一度新しく購入するよりは、さらに価値の高い飛行機におきかえていこうとする傾向がみられる。
わが国の日本航空や全日空、東亜国内航空等においてもこのような意味で次々に新しい機種を購入していることはよく知られているところである。そこで、旅客機の製造会社においても、このような需要にあわせて新しい飛行機を設計・製造しようと計画している。

飛行機は妥協の産物

そこで飛行機は、大ぜいの人間を乗せて都市周辺の比較的短い滑走路をもつ小空港から飛び立ち、途中は極めて高速で目的地上空に達し、騒音や排気ガス等の公害のない形で目的地に安全に着陸し、天候の悪い時にも夜間でも定時に発着するようなことが望ましい。しかし、この目的を設計の上において実現しようとするといずれも困難な問題である。
多くの乗客を運ぶためにはどうしても飛行機が大型化し、その重量が重くなる。重量の重いものを短い滑走路から離着陸させようとすると大きな馬力のエンジンが必要になり、騒音問題につきあたる。また高速で飛行するには大型の飛行機は抵抗が大きくて不向きである。そこで航空機の設計者は、このような相矛盾する要求をとり入れて最適の飛行機を設計しなければならない。
この本では主として空気力学、すなわち飛行機が飛ぶ原理を述べ、それによって現在の飛行機



10－5　航空機の価値分析

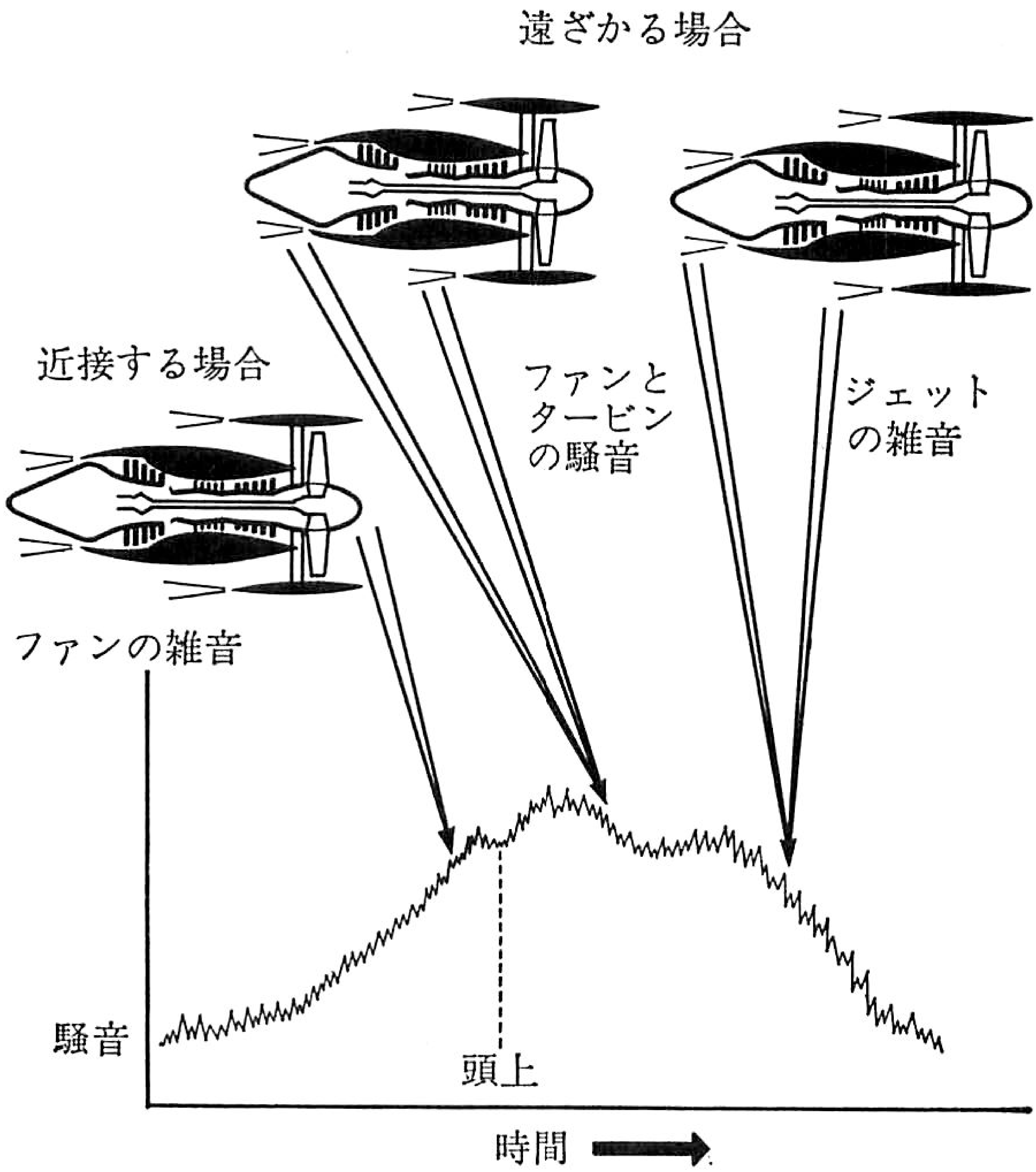
工学は常に新しい価値を追求している。図は飛行機の価値とそれを支える科学技術や政策を示したものである。今後計画される飛行機は，在来のものよりも価値の高いものでなければならない。

ている。

第一は中身、すなわち飛行機の構造や操縦系統などにかんする技術進歩である。飛行機は軽い上に強く、また振動その他によって強度が低下することのないようなものにしなければならない。またエンジンについてはあまりふれることがなかったが、軽量で強力なエンジンが望ましい。そして、飛行機の中枢神経ともいうべき各種の操縦装置や通信装置、すなわちエレクトロニクスの利用、その発達も見落とすわけにはいかない。

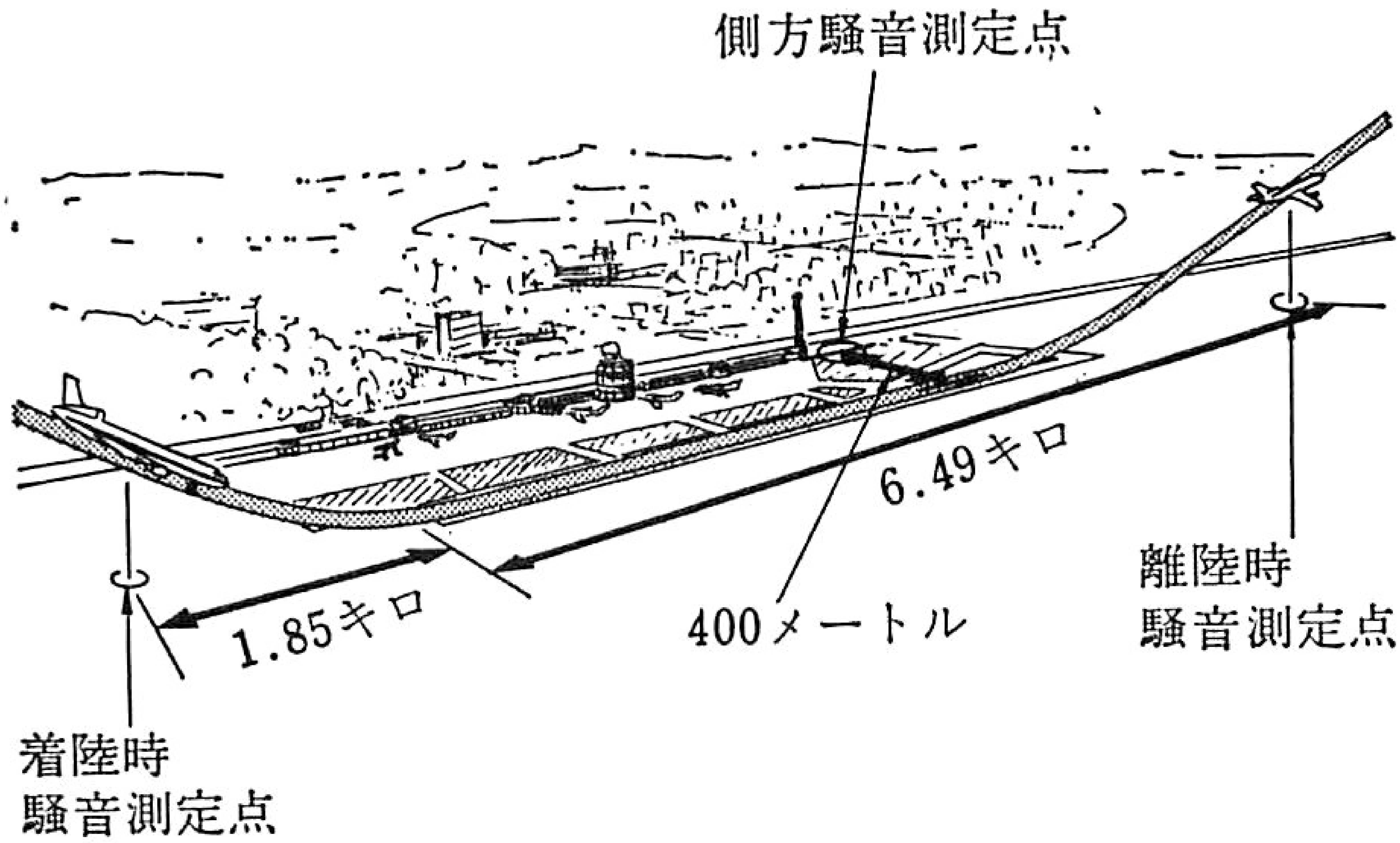
飛行機それ自体だけでなくて地上の援護設備、飛行場や航空管制の発達も今日の航空機の安全な運航に大いに役立っている。また、いかにりっぱな空港でも都市から遠く離れたところに所在しては、地上の移動のために多くの時間が失われてしまうので、それでは飛行機のメリットが半減してしまう結果になる。そこで飛行機を利用するには交通システム全般としての対策が政府レベルにおいてとらえられることが望ましい。また一方においては石油不足等の影響で、現在の石油系燃料にかわる他の機関を装置した、例えば原子力エンジン付き飛行機も研究はされている。

どんなに高速で乗り心地のよい飛行機でも、騒音が大きくては社会に受け入れられなくなってしまう。コンコルドが試験飛行も終了して、旅客機としては完成に近づいているのに、現在遭遇している困難はこの点である。これを「公害の壁」とでも呼んでおこう。



10−6　ファン・ジェットの騒音の変化

B 747やL 1011のような大型機がわれわれの頭の上を水平に飛び去る場合に音の強さの変化する様子を概念的に示したものである。その強さは低空では強く，高空では弱いが，継続する時間は低空の方が短い。ファン，タービン，ジェットの3種類の音が入り混って聞える。各々に特徴があってそれぞれ音程が異なっている。このような原因の探究が騒音対策の第1歩である。



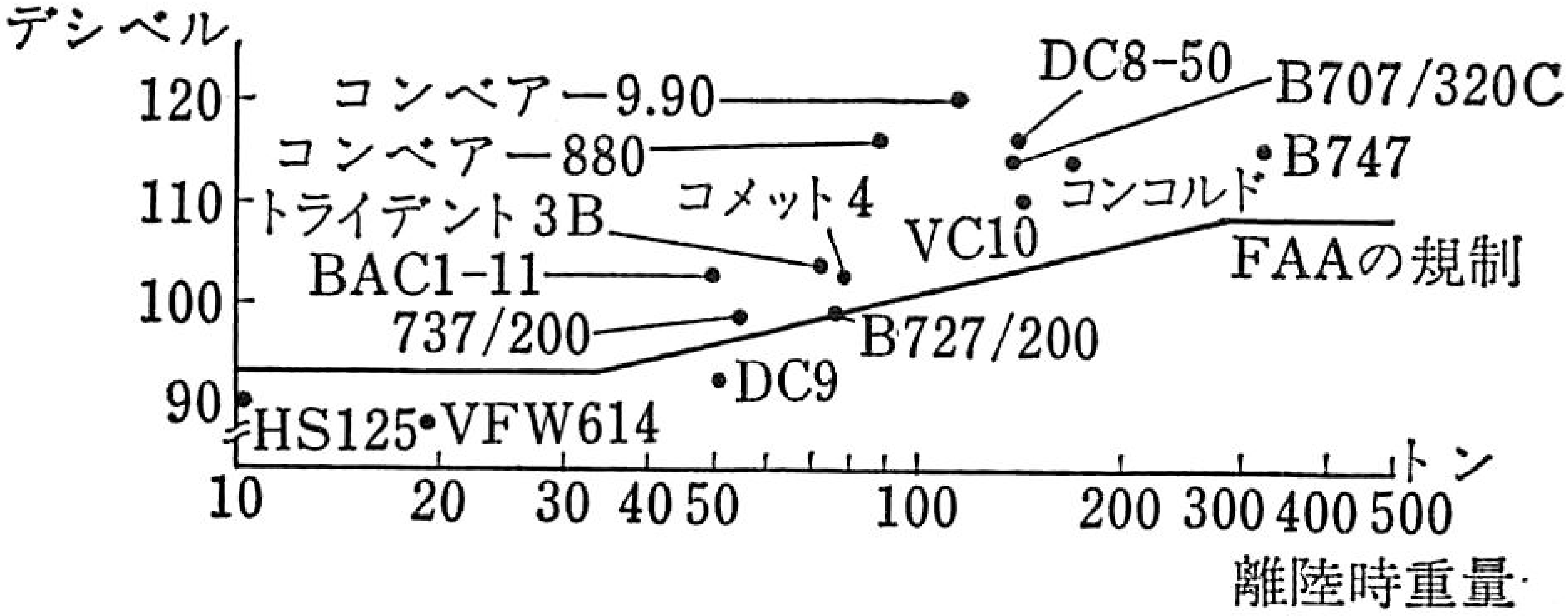
10－7　騒音測定点

アメリカ合衆国の航空局では、航空機の騒音に対して厳しい規制をおこなっている。これは重量別に騒音程度を制限するものであるが、それによると多くの飛行機が落第となってしまう。

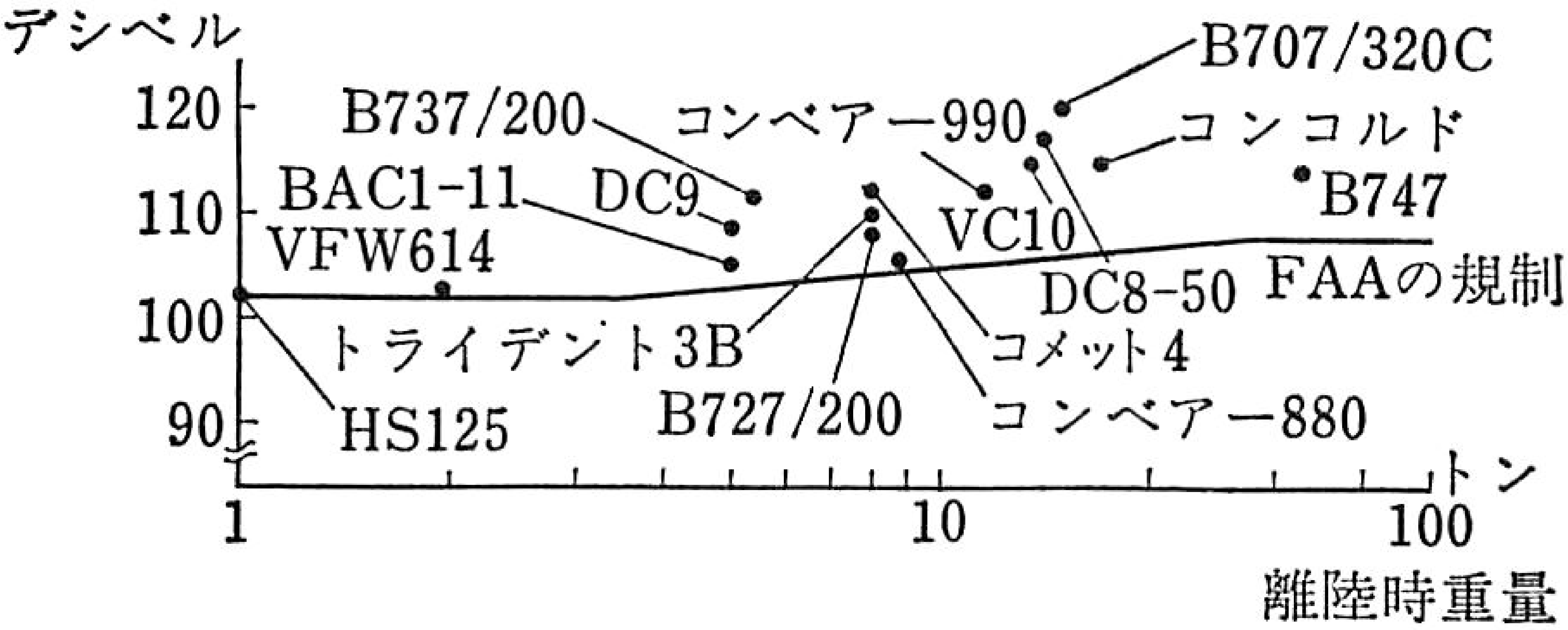
公害の壁

近頃は公害に対する関心がたかまってきている。実際、飛行機を利用しない住民にとって、頭の上を断りもなしに大きな音をたてて飛ばれてはかなわない。空港反対の一番大きい理由はこの騒音の問題である。とくにジェット機は鋭い金属音を出して飛ぶから問題である。

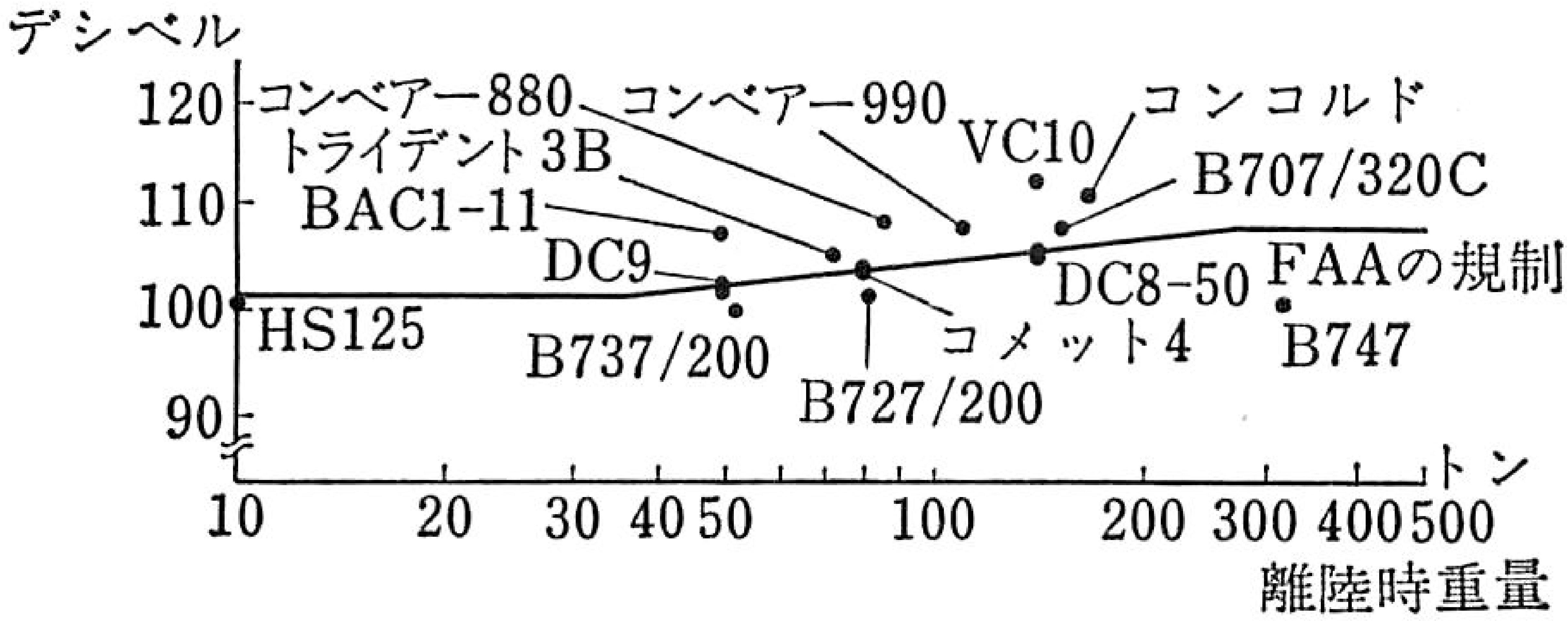
しかし騒音対策はいろいろ試みられている。エンジンのカバー（ナセルという）に吸音材を張るのは一番簡単な方法である。またエンジンを翼の下ではなく、主翼の上に取り付けると、着陸態勢



離陸時の騒音

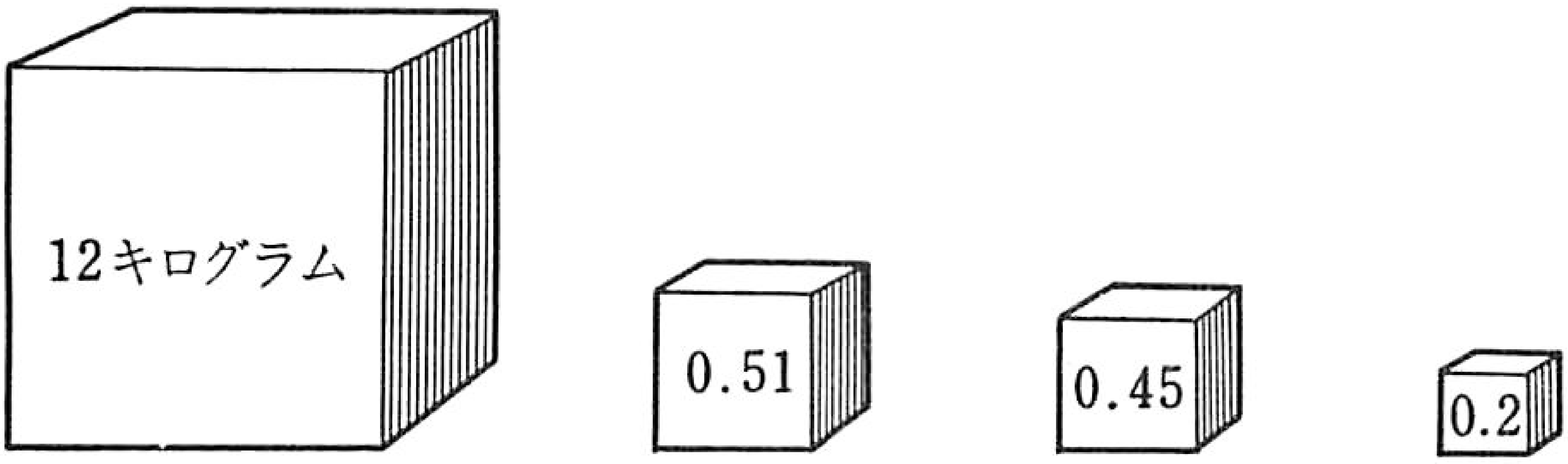


着陸体勢時の騒音



側方向の騒音

10—8　いろいろな飛行機の離着陸のときの騒音



○1000メートル以上上空での汚染は地上に影響しないとする
○自動車1台あたり1¼人，その他は座席数の半分の旅客があるものとする

10－9　旅客1人300キロメートルあたりの汚染

のときに音が下方に向かわないように遮蔽することができる。またエンジンの中の圧縮機やタービンの翼を改良して高い音が出ないようにすることも試みられている。音が出るのはそれだけエネルギーが無駄に消費されていることになるから、理論的には、音が出ない方が効率が高いはずであるが、なかなか理想通りには行かない。

とくに超音速機から出る衝撃波は、それを弱くすることはできても、無くすことは、超音速で飛んでいる限りできない。SSTに反対する人はこれを強調する。

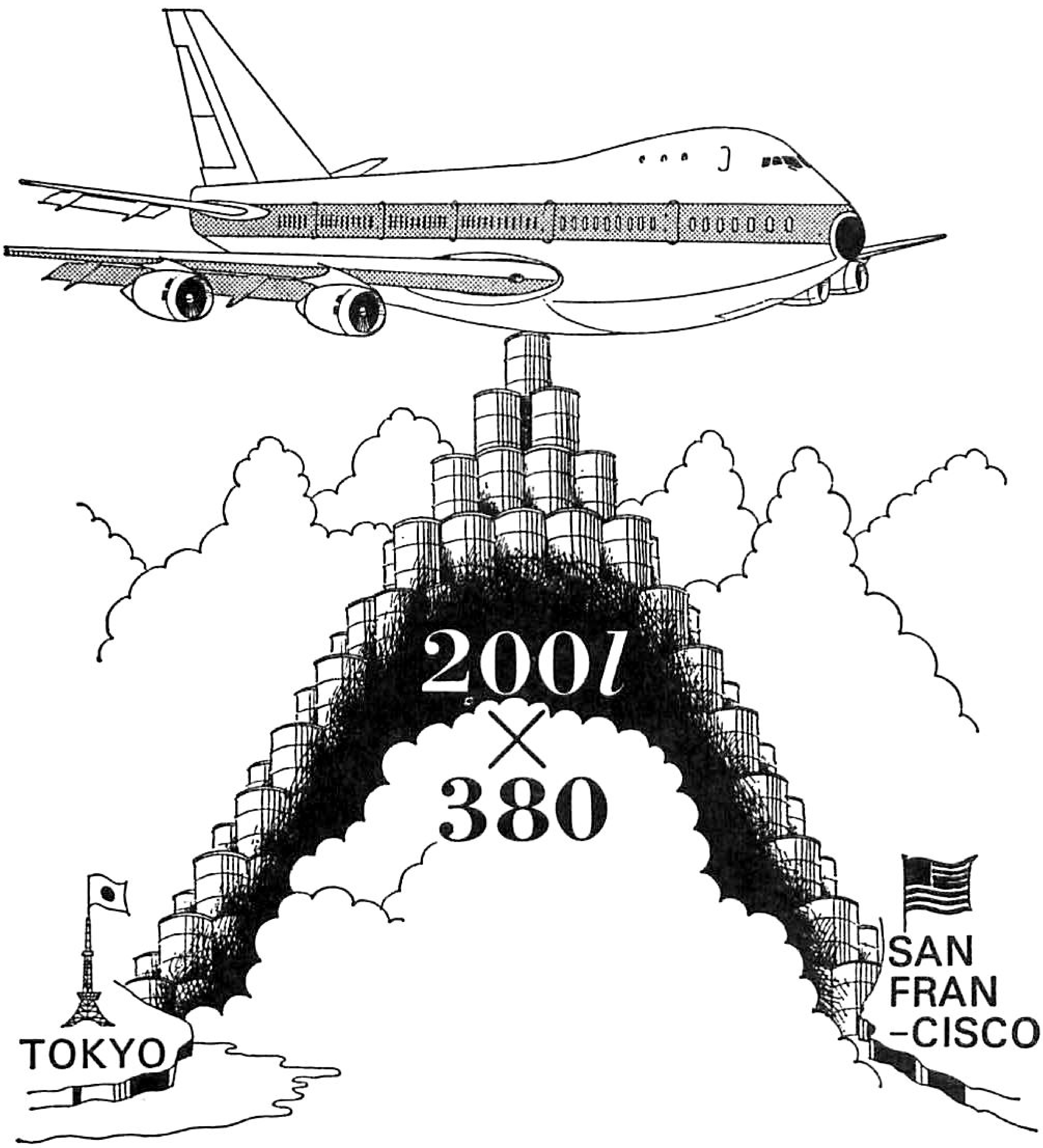
飛行機は石油を燃料としているから、自動車と同様にその排気が大気を汚染する。便数の多い大都市空港ではそろそろこれが問題となりつつある。上空で飛行中に出る排気の方は地上の人にはあまり影響を与えない。これは対流圏では十分に速く空気の中に拡散して薄まるからである。しかし成層圏を飛ぶSSTの排気中の物質は長く滞留して、その間に太陽の紫外線を吸収し、輻射を変

えるので、地上の気象に影響を与えるかも知れないと心配する人もある。

エネルギー消費

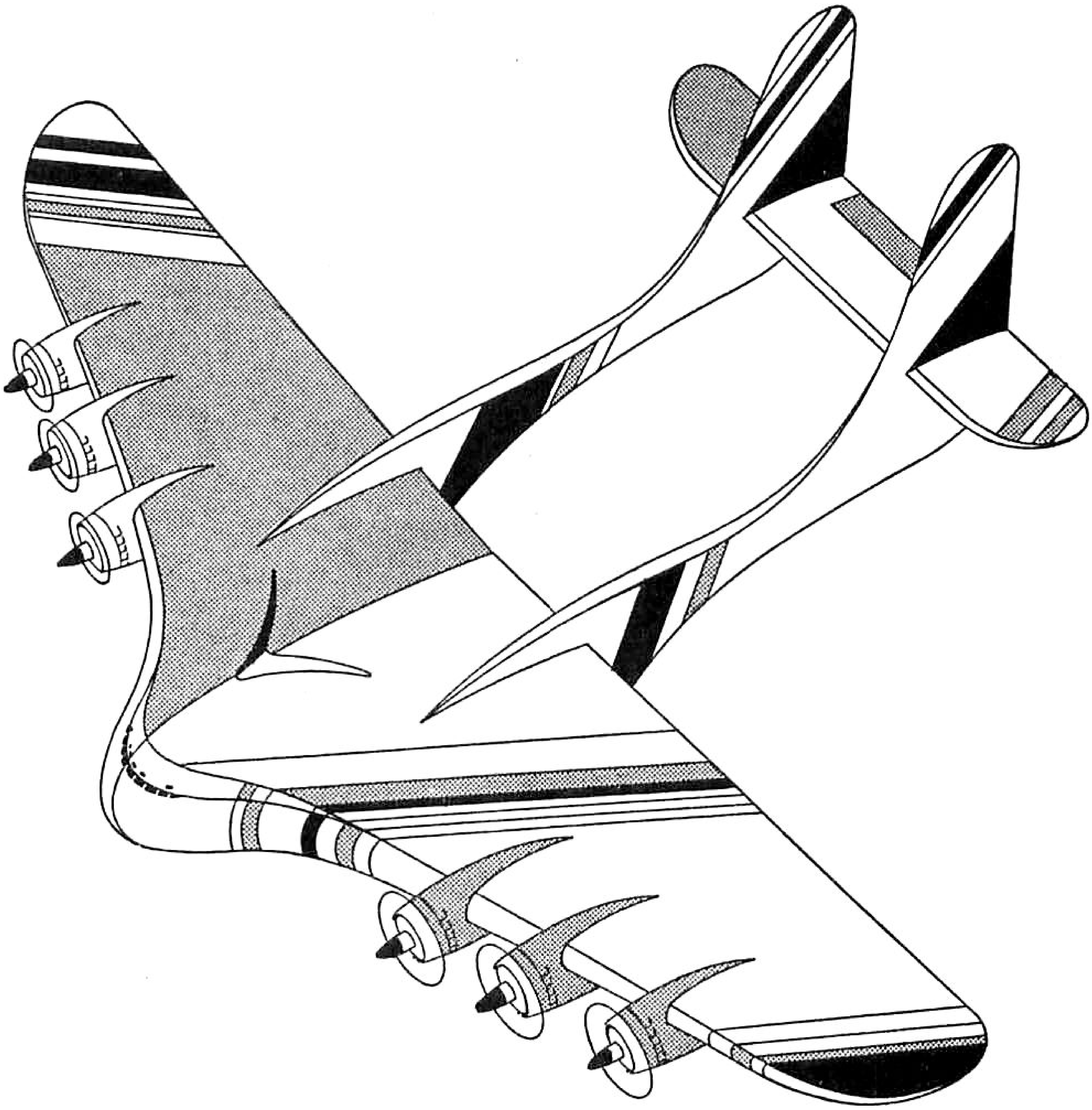
つぎにエネルギー問題がある。石油資源は限られているから、これを浪費することは許されない。ジャンボ機はアメリカへ行くときに六〇トンもの燃料を積んでいる。これだけのガソリンがあれば普通の自動車なら赤道を一五周することができる。しかしジャンボ機は一度に三六〇人もの旅客を運ぶことができるので、実際は旅客あたりの燃料消費は少なくてすむ。飛行機は抵抗の少ない空気中を飛ぶから、それだけエネルギーの損失が少ないわけである。自動車の旅客を四人とすると旅客あたりの燃料消費は自動車の約三分の二である。

しかし最近の原油の値上がりは各飛行機会社とも頭を痛めている問題である。そこで燃料消費が少なくて大きな推力がでるエンジンの開発が注目されるようになった。石油以外の燃料も考えられている。原子力とか水素の燃料とかがそれである。原子力の方は既に船に利用されており、水素燃料はロケットの推進に使われている。しかし飛行機に搭載するためには軽量であることと安全であることとが強く要求されるから、これらを利用したエンジンが実現するまでにはまだ多少時間がかかりそうである。



10－10　ジャンボ・ジェットの燃料

東京からサンフランシスコまで8280キロを飛行するのにおよそ60トン（約7.5万リットル）の燃料が必要である。これは200リットル入りのドラムかん380本分に相当する。乗用車なら地球を30周以上できる燃料を一回で消費する勘定になる。



1000t飛行艇

10－11　超大型飛行艇

想像図。重量が大きいので主翼がずい分大きくなる。客室や貨物室等はこの中にある。エンジンはターボ・プロップでも，ファン・ジェットでもよい。着水時でも海面から十分な高さに取りつけることが可能。

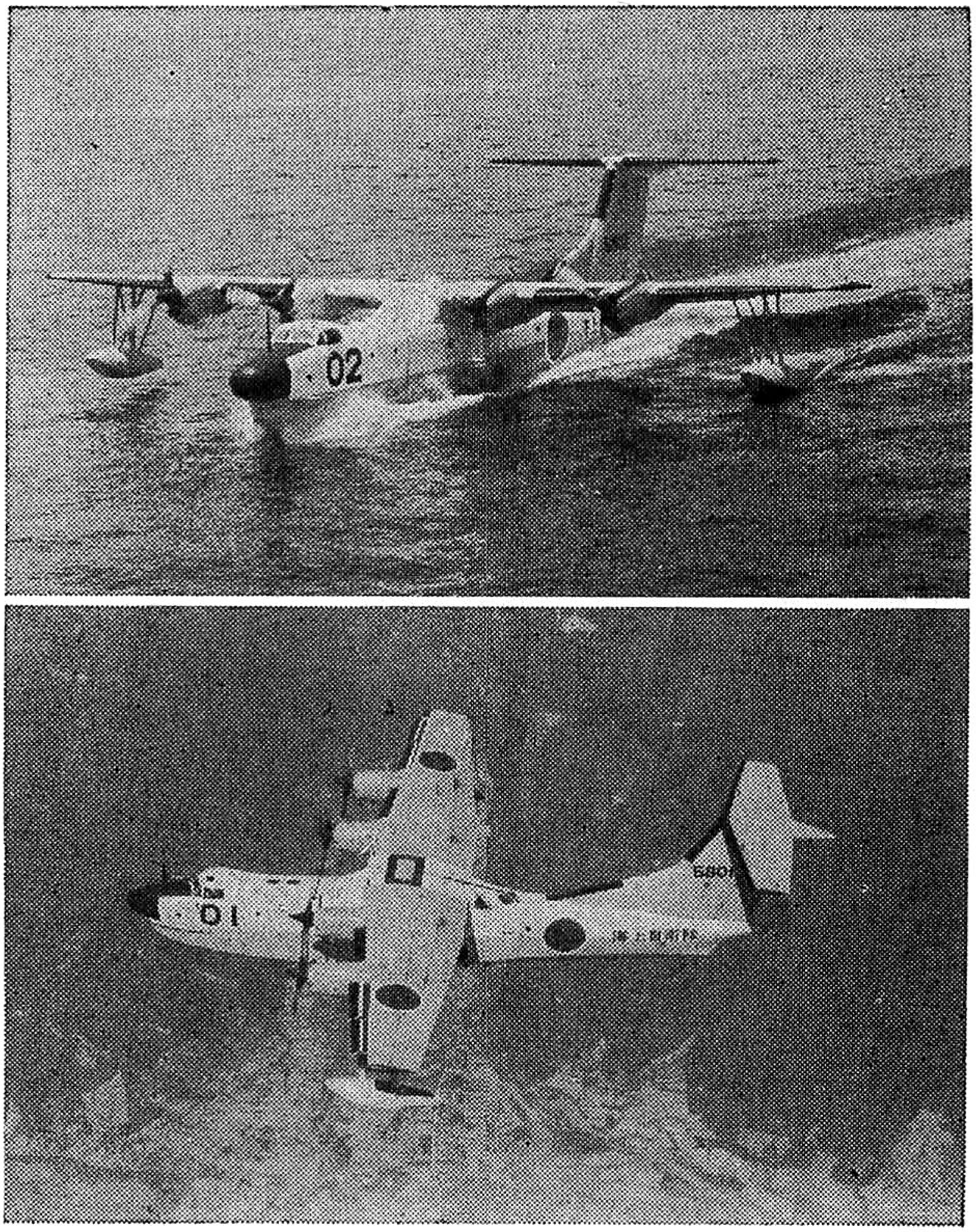
超ジャンボ機

飛行機の離着には、衝突の危険を避けるため十分な間をおくことが必要であり、また空港騒音の見地からも発着回数を減らすことが望ましい。したがって飛行機を大型化することが必要になる。ジャンボ・ジェット機は近距離用に使うと五〇〇人の乗客を収容することができるが、将来は一〇〇〇人乗りの中短距離機が出現するであろう。これは二層または三層の客室を持ち、空飛ぶ客船というべきものであろう。

そのためにはただ単に飛行機を大きくし、エンジンの数をふやしたというだけでは、それに比例して長い滑走路を必要とするので問題である。このような大型旅客機が出現するためにはさらに技術的工夫、例えば離陸時に大きな揚力を発生するような装置が工夫されなければならないであろう。

飛行艇

関西新空港は泉州沖になりそうである。海上に空港を建設するくらいなら、いっそ飛行機を変えて飛行艇にしてもよさそうである。日本の主要都市は海岸に位置しているし、世界中でもおよそそのようである。



10－12　ＰＳ－１飛行艇

新明和工業製。境界層吹き出し装置をつけたＳＴＯＬ飛行艇。独得の波切り装置も持っている。波高３メートル，風速25メートルの荒海でも離着水が可能である。飛行艇はエンジンに海水が入ると故障しやすいので設計上の困難がある。1967年初飛行。ＳＴＯＬ性能を生かして水陸両用機も計画されている。

新明和工業で開発されたPS－1飛行艇は境界層制御による高揚力、波消し装置など特殊な工夫があるにもかかわらず、それほど広く使われてはいない。その理由は製造や整備に費用がかかるために購入や維持が困難な事にある。しかしながら、海面が荒れている場合でも離着水ができるので、海難救助や離島の住民の緊急避難、救急医療などにも使える。そのほか、大量の水を運ぶことも容易であるから、山火事の消火作業などにも使える。特に遠距離を飛行して海水を採水したり、海洋の生物を採取するなど海洋学や環境の研究にはその活躍が大いに期待される。もちろん着水して、潜水艦を探査するソナーを水中に下して海上パトロールすることにも使われる。これは車輪をおろして陸上でも離着できるので水陸両用機として使用した場合、US－1と呼ばれている。



10－13　ダグラスＤＣ８，ＤＣ8-62

ダグラス社の最初のジェット機。日本航空が購入して太平洋航路，北回りヨーロッパ航路に投入された。これで海外渡航した経験のある人も多い。空の貴婦人と呼ばれた。ワイド・ボディの時代になって姿を消した。

		日本航空	全日本空輸	日本エアシステム	日本アジア航空	南西航空	エアーニッポン	日本貨物航空	計
ボーイング	727		6						6
	737		14			7	1		22
	747	60 (5)	21 (2)		2			4 (3)	87 (10)
	767	13 (2)	34						47 (2)
	計	73 (7)	75 (2)		2	7	1	4 (3)	162 (12)
ダグラス	DC8								
	DC9			14 (2)					14 (2)
	MD81			15 (3)					15 (3)
	MD87			1					1
	DC10	17		1 (1)	3				21 (1)
	計	17		31 (6)	3				50 (6)
ロッキード L 1011			11						11
エアバス A 300				13 (4)					13 (4)
YS 11			16	31		6	11		64
DHC 6						4	2		6
合計		90 (7)	102 (2)	75 (10)	5	17	14	4 (3)	307 (22)

(　)内は，リースで内数

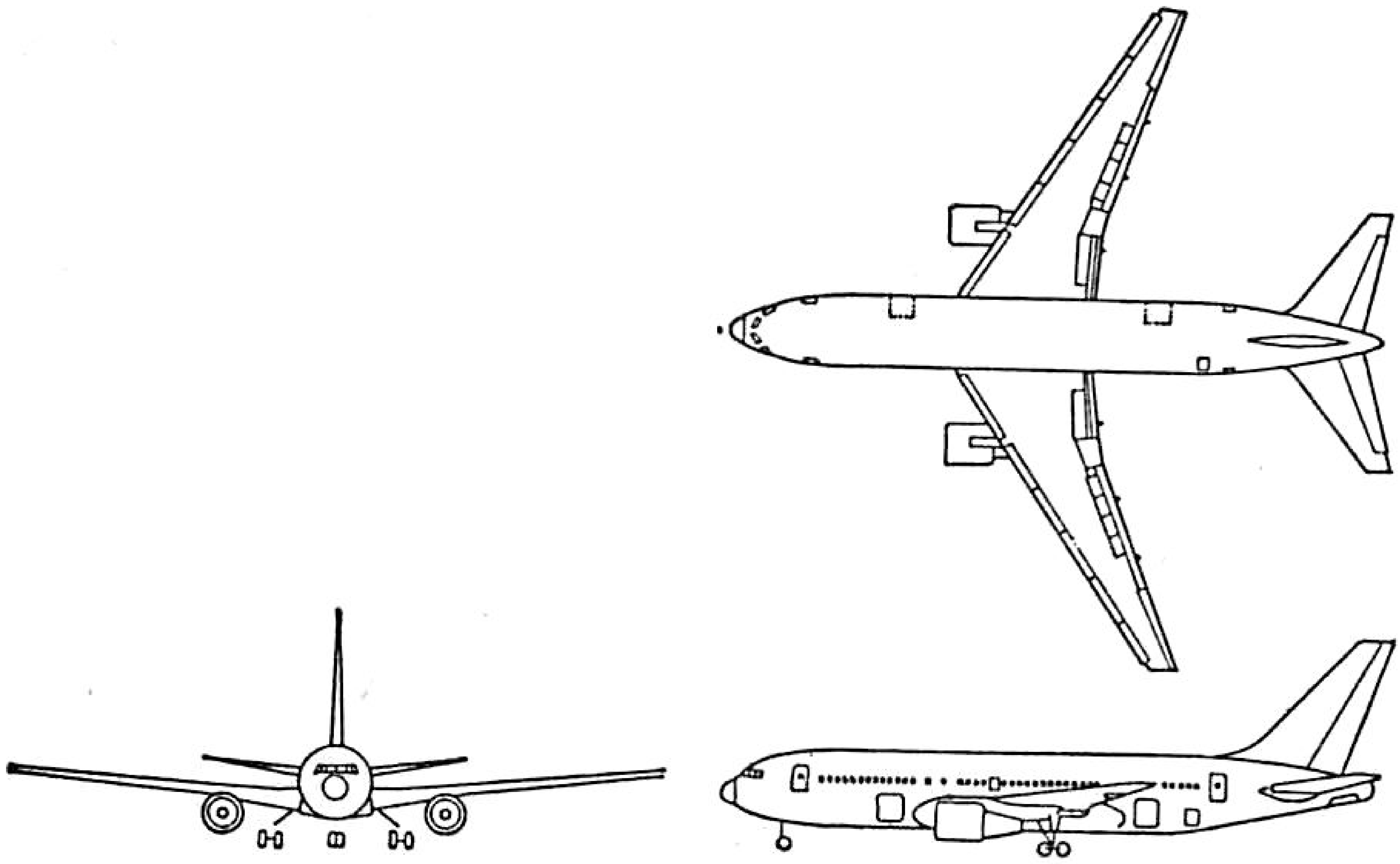
10-14　我が国エアラインの保有機数一覧(1988.8.10現在)





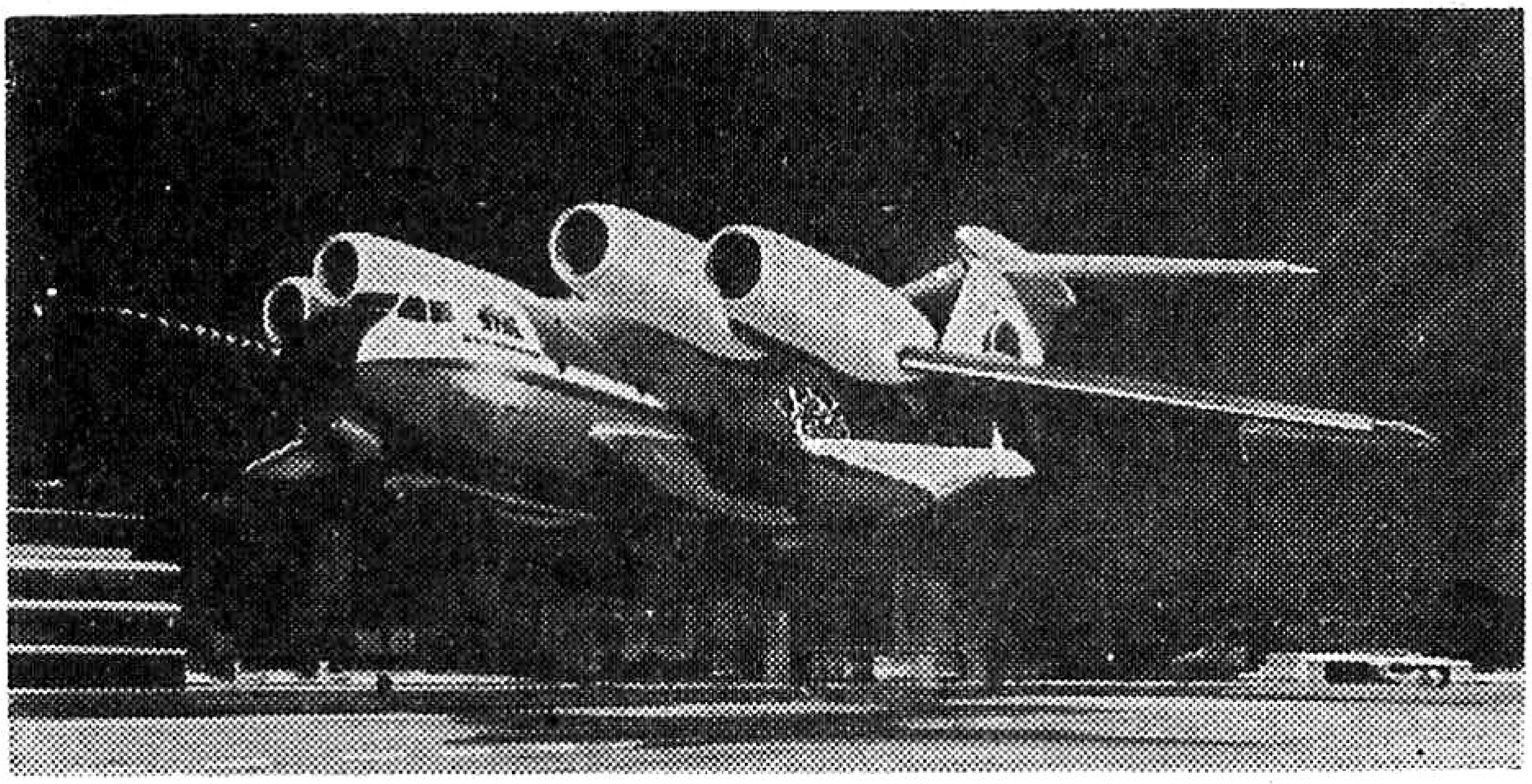
10－15　ボーイングB767

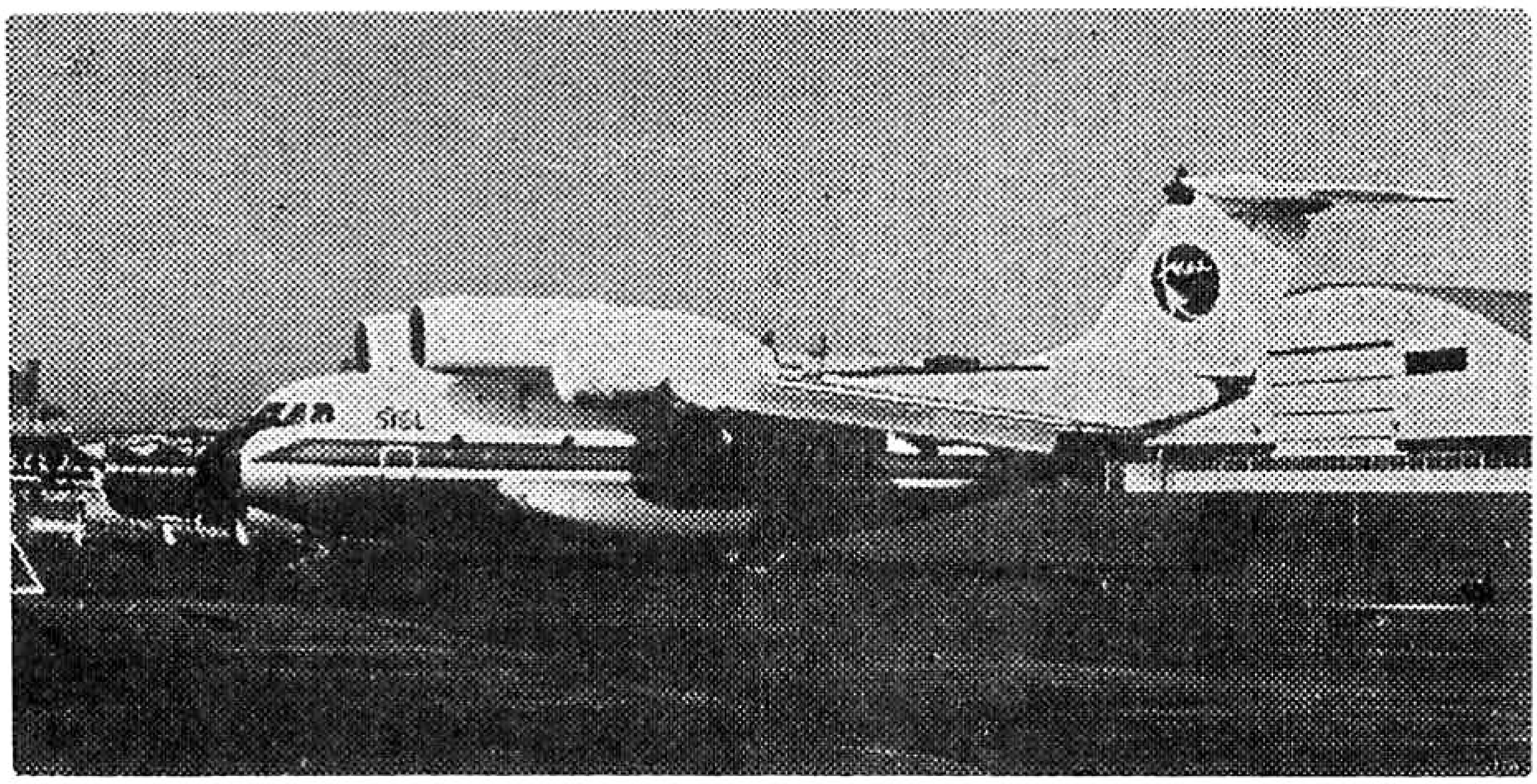
日，米，伊3国の共同開発によって設計・製造された中・短距離ジェット機。1981年初飛行，翌年から就航した。省エネルギー（低燃費），低騒音をねらっている。わが国でＹＳ－11型機の後継機として1966年頃より計画し，ＹＸと呼ばれていたものであるが，その後ボーイングが中心となり，残りを日，伊で分担することになった。胴体の一部を三菱重工業と川崎重工業，主翼の一部を富士重工業と川崎工業が製造している。



10−16　ボーイングB767　要目

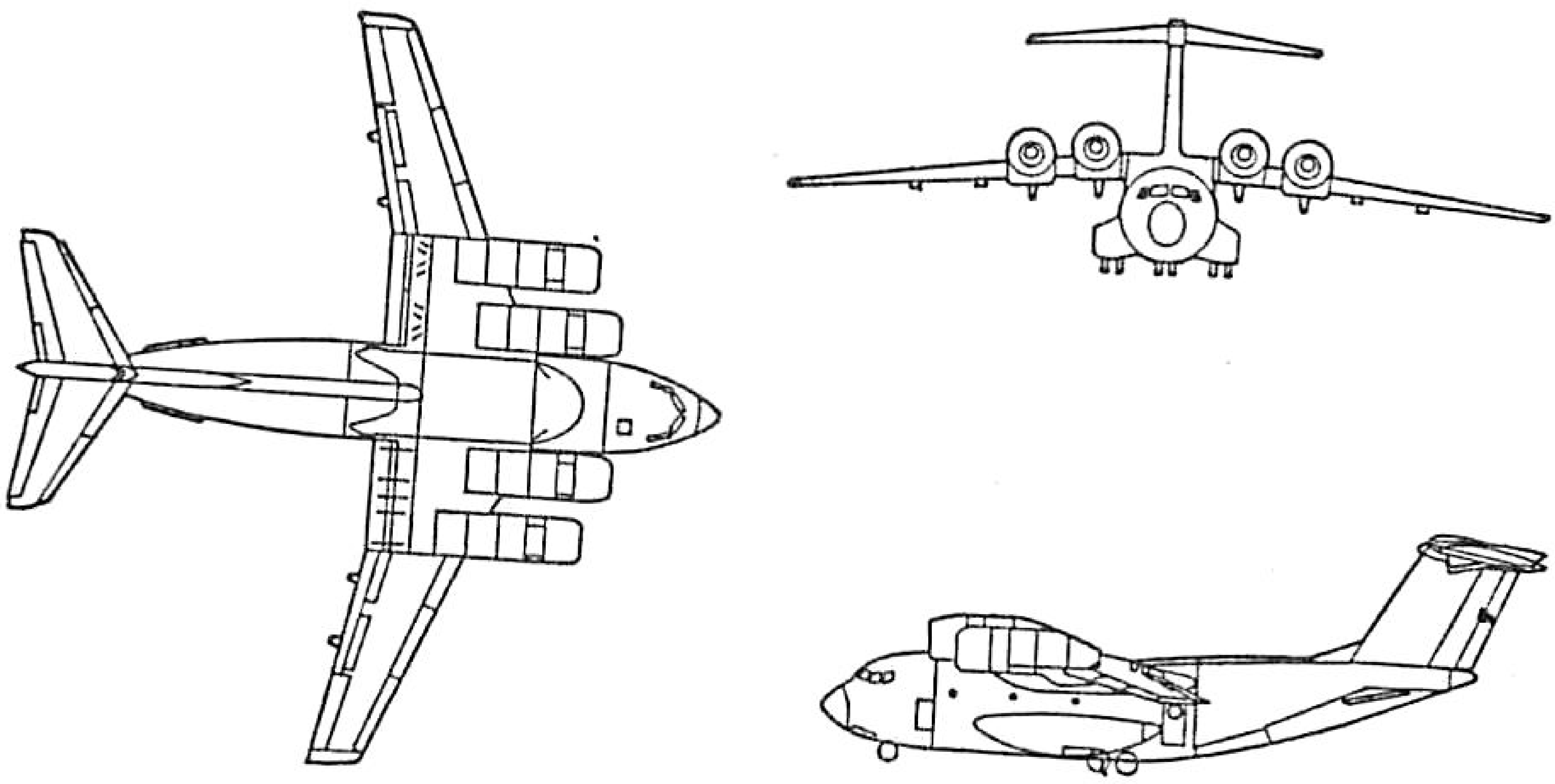
主要寸法	全　長	48.5m
	全　幅	47.6m
	全　高	15.9m
	主翼面積	283m²
重　　量	離陸重量	127,000kg
	塔載重量	29,500kg
乗　　客		235人
主要性能	巡航速度	880km/h
		マッハ0.80
	離陸滑走路長	1,540m
	着陸滑走路長	1,610m
	航続路離	4,040km
エンジン	ゼネラル・エレクトリックCF6−80A×2	
	（推力）	21,770×2kg
	燃料容量	45.9kℓ





10－17　飛鳥

都市近郊の飛行場でも500ｍ程の滑走路があれば運航できるように計画された低騒音ファンジェットＳＴＯＬ実験機。科学技術庁航空宇宙研究所で1977年以来，８年をかけて開発した。初飛行は1984年末以降の予定。エンジンＦＪＲ710は日本が1971年以来開発してきたもの。エンジンが主翼の上に付いていてジェット噴流による高揚力の発生と，低空での地上騒音の低減をねらっている。

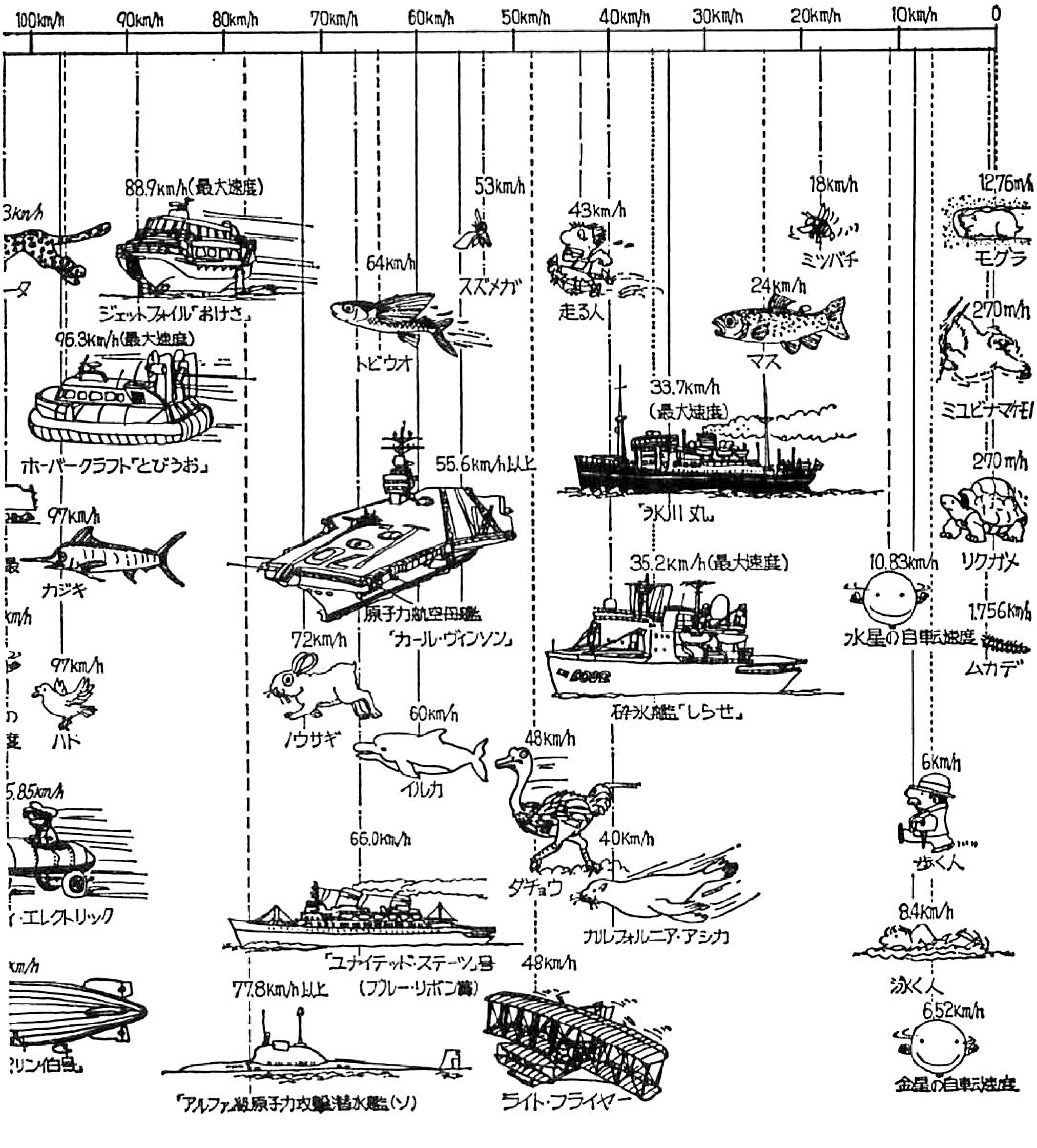


10−18　飛鳥（STOL実験機）

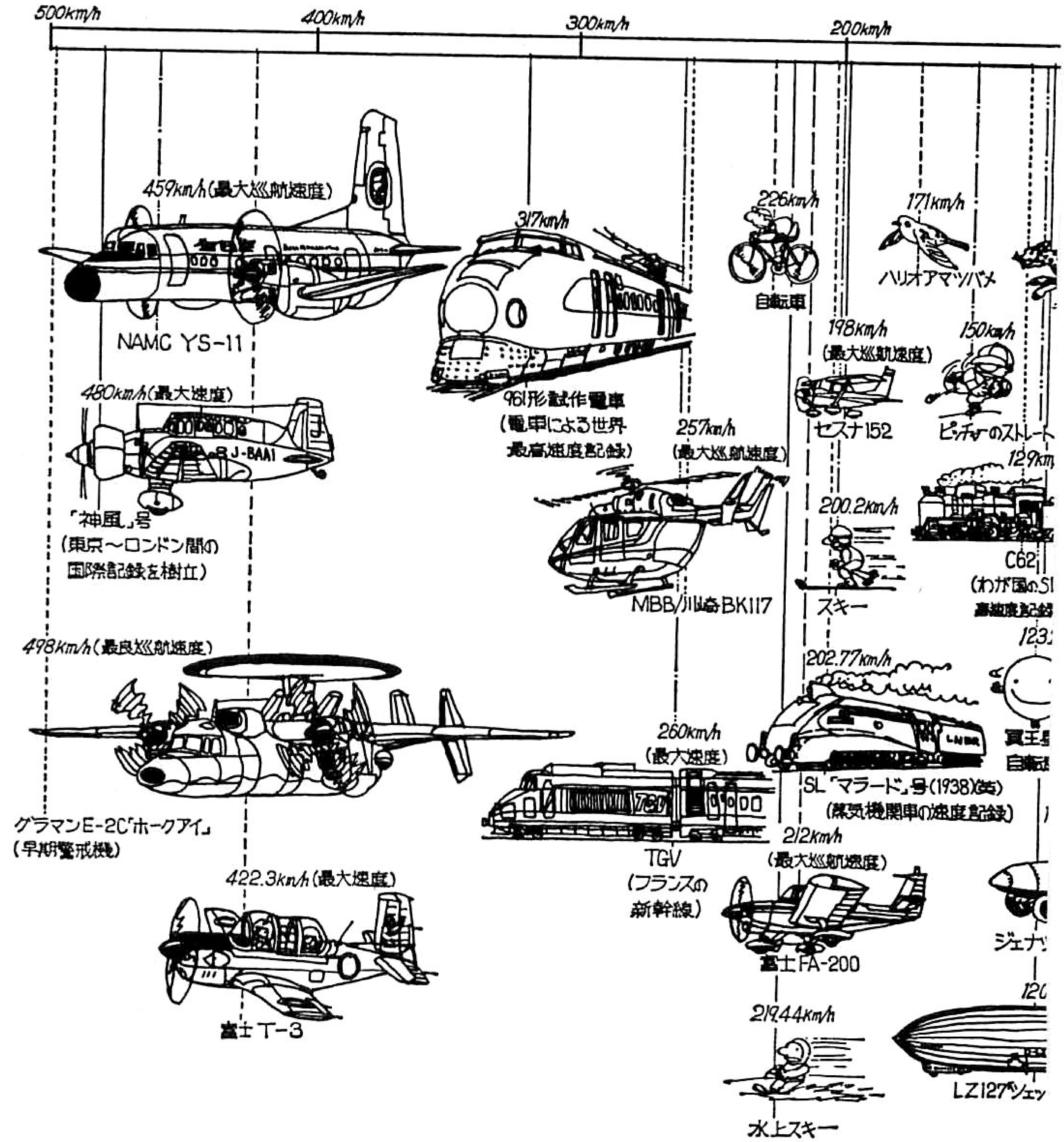
主要寸法	全　長	29.00m	
	全　幅	30.60m	
	全　高	10.25m	
	主翼面積	120.5m²	
重　　量	離陸重量	38,700kg	
	塔載重量	8,986kg	
主要性能	最高速度	643km/h	（マッハ0.565）
	巡航速度	574km/h	
	アプローチ速度	133km/h	
	離陸距離	550m	（10.7m越え）
	着陸距離	490m	（10.7mから）
	航続路離	1,667km	（離陸重量45,000kg）
		778km	（離陸重量38,000kg）
エンジン	FJR710/600S×4（推力　4,800kg）		

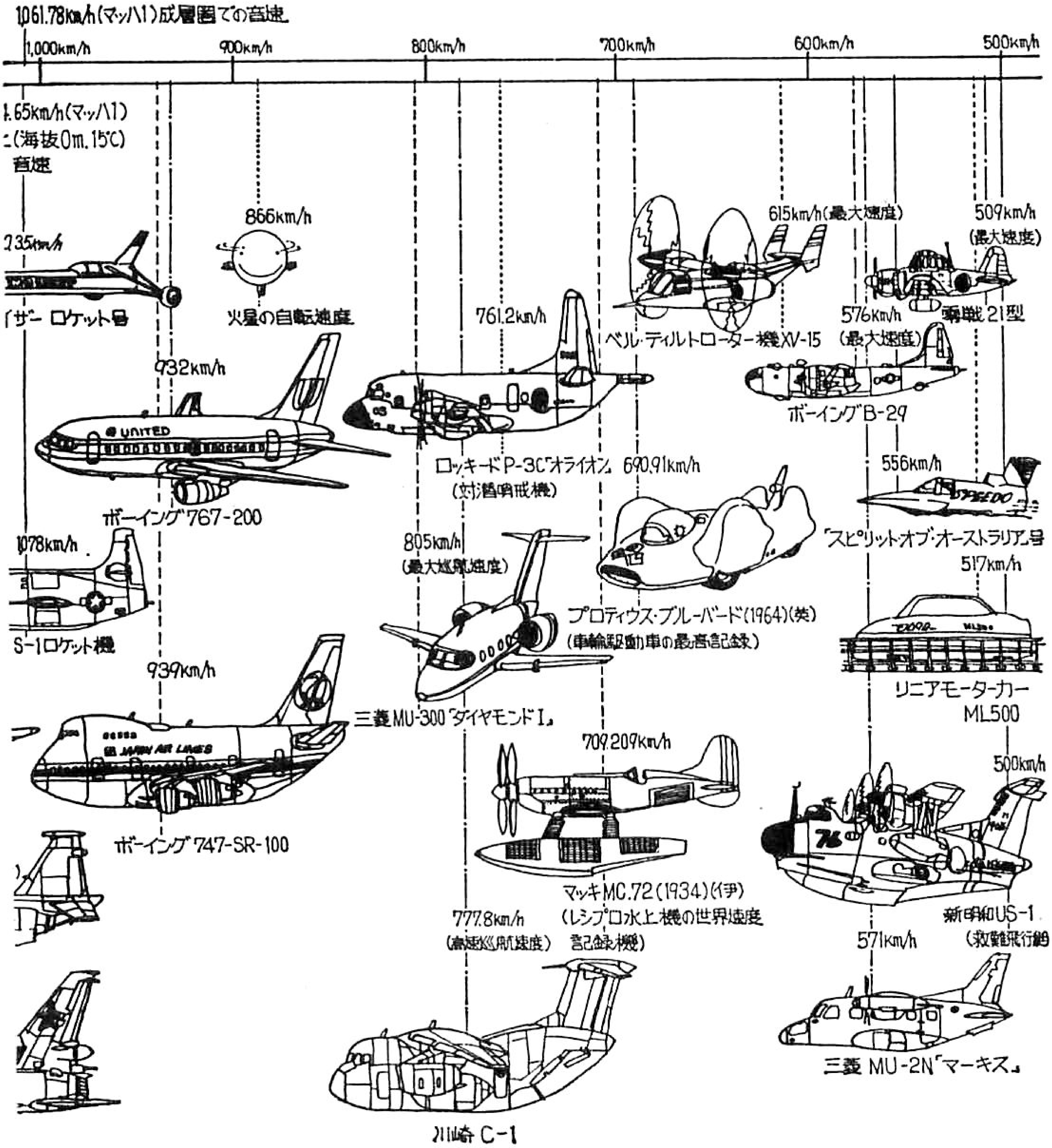
スピードいろいろ

イラスト 下田信夫

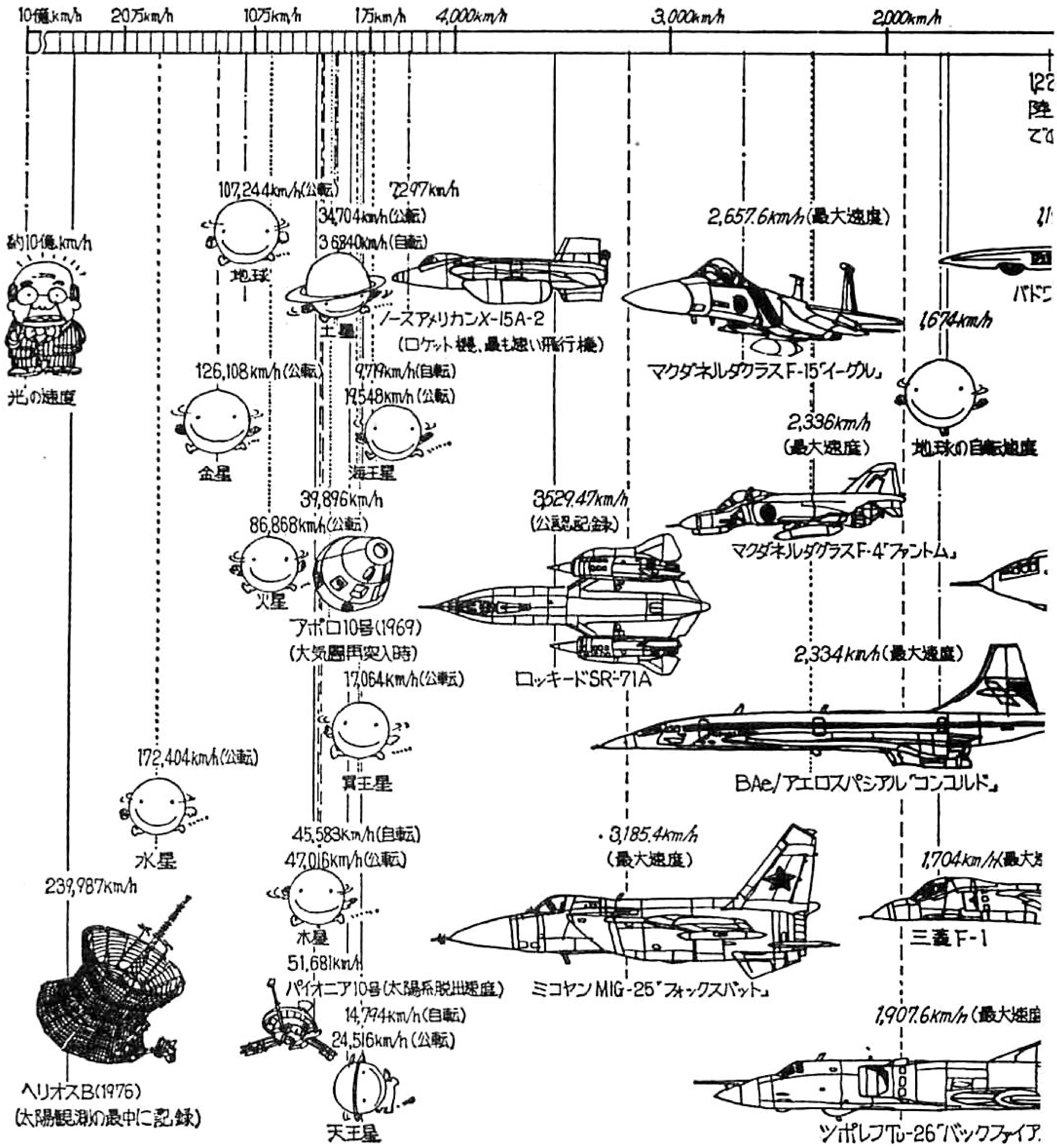


日本航空宇宙工業会資料より


500km/h
400km/h
300km/h
200km/h
459km/h(最大巡航速度)
NAMC YS-11
317km/h
961形試作電車
(電車による世界
最高速度記録)
226km/h
自転車
171km/h
ハリオアマツバメ
198km/h
(最大巡航速度)
セスナ152
150km/h
480km/h(最大速度)
J-BAAI
「神風」号
(東京～ロンドン間の
国際記録を樹立)
257km/h
(最大巡航速度)
MBB/川崎BK117
200.2km/h
スキー
129km/h
C62
498km/h(最良巡航速度)
グラマンE-2C「ホークアイ」
(早期警戒機)
202.77km/h
SL「マラード」号(1938)(英)
(蒸気機関車の速度記録)
260km/h
(最大速度)
TGV
(フランスの
新幹線)
212km/h
(最大巡航速度)
富士FA-200
422.3km/h(最大速度)
富士T-3
219.44km/h
水上スキー



1061.78km/h(マッハ1)成層圏での音速
1,000km/h
900km/h
800km/h
700km/h
600km/h
500km/h
.65km/h(マッハ1)
(海抜0m,15℃)
音速
235km/h
イザー ロケット号
866km/h
火星の自転速度
932km/h
ボーイング767-200
078km/h
S-1ロケット機
939km/h
ボーイング747-SR-100
761.2km/h
ロッキードP-3C「オライオン」
(対潜哨戒機)
805km/h
(最大巡航速度)
三菱MU-300「ダイヤモンドI」
777.8km/h
(高速巡航速度)
川崎C-1
615km/h(最大速度)
ベル・ティルトローター機XV-15
690.91km/h
プロティウス・ブルーバード(1964)(英)
(車輪駆動車の最高記録)
709.209km/h
マッキMC.72(1934)(伊)
(レシプロ水上機の世界速度記録機)
576km/h
(最大速度)
ボーイングB-29
509km/h
(最大速度)
零戦21型
556km/h
「スピリット・オブ・オーストラリア」号
517km/h
リニアモーターカー
ML500
500km/h
新明和US-1
(救難飛行艇)
571km/h
三菱MU-2N「マーキス」



10億km/h
20万km/h
10万km/h
1万km/h
4,000km/h
3,000km/h
2,000km/h
約10億km/h
光の速度
107,244km/h(公転)
地球
34,704km/h(公転)
3,6840km/h(自転)
土星
7,297km/h
ノースアメリカンX-15A-2
(ロケット機、最も速い飛行機)
2,657.6km/h(最大速度)
マクダネルダグラスF-15"イーグル」
126,108km/h(公転)
金星
9,719km/h(自転)
19,548km/h(公転)
海王星
1,674km/h
地球の自転速度
2,336km/h
(最大速度)
マクダネルダグラスF-4"ファントム」
39,896km/h
86,868km/h(公転)
火星
アポロ10号(1969)
(大気圏再突入時)
3,529.47km/h
(公認記録)
ロッキードSR-71A
2,334km/h(最大速度)
17,064km/h(公転)
冥王星
BAe/アエロスパシアル"コンコルド」
172,404km/h(公転)
水星
45,583km/h(自転)
47,016km/h(公転)
木星
3,185.4km/h
(最大速度)
ミコヤンMIG-25"フォックスバット」
1,704km/h
三菱F-1
239,987km/h
51,681km/h
パイオニア10号(太陽系脱出速度)
14,794km/h(自転)
24,516km/h(公転)
天王星
1,907.6km/h(最大速度
ツポレフTu-26"バックファイア
ヘリオスB(1976)
(太陽観測の最中に記録)

あとがき

飛行機はなぜ飛ぶかという質問に答えるのは容易ではない。まずそこに航空旅客があるからである。つぎには飛行機が四つの条件、すなわち

一、大きい揚力が発生するように
二、抵抗が小さくなるように
三、大きな推力が出るように
四、重さが軽くなるように

設計され、製造されているからである。この条件のうち最初の二つは空気力学の理論の進歩が直接に影響している。第三の条件は馬力の強いエンジンの開発で、第四は材料の改良や軽構造の理論の進歩のたまものである。この本は空気力学を柱として説明してきた。

しかし、飛行機を飛ばすためにはこれだけではなお十分ではない。長い平坦な滑走路や無線誘導装置のような、地上から航行を援助する施設が必要である。

もちろんエンジンのための燃料も必要である。石油資源がなくなればいまの飛行機は飛ぶこと

ができない。

そして飛行機を操縦するのは素人でもできるというものではないから、訓練を受けたパイロットやその判断や操作を授ける、搭載計器類も必要である。

飛行機が酸素の乏しい寒冷な上空を飛んでいる間、乗客が快適な旅行をするためには客室の気圧や気温を調節する装置が必要になる。

空には国境が無いから各国の空を開放して相互に航行の便宜を図る国際協定も必要である。騒音や大気汚染の公害を克服して、飛行機が社会からうけ入れられるようにならなくてはならない。音、熱、信頼性、公害の四つの壁を克服することが必要である。

この本ではある程度は飛行の根本原理について解説したが、飛行機が飛ぶためには多くの問題を一つのシステムとして解決しなければならない。

ライト兄弟の飛行から七〇年の間に飛行機は長足の進歩をとげた。これまでは常に最先端の技術を吸収して成長してきた。しかし飛行機の進歩はこれで完成したものではない。空中停止からスピードの極限まで今後の飛行機は止まるところなく発展していくものと期待が持てる。

飛行機が翼と胴体とエンジンから形成されることは今後も変わりないと思うが、その形態は理論の進歩とともに変遷し、新しい考案が雲の如く湧き上がってくる。飛行機は若い人達の夢を実現し、フレッシュなアイデアを吸収することのできる機械文明のシンボルでもある。

この本が少しでも多くの人をこの研究に誘うことができれば、著者の望外の喜びとするところである。

最後に、飛行機の参考書はたくさんあるが余り専門的でないものを掲げておこう。

谷　一郎著「流れ学」岩波書店（一九六五）

アレン著、近藤次郎訳「空気の流れ」日本評論社（一九六六）

カルマン著、谷　一郎訳「飛行の理論」岩波書店（一九六七）

村山　堯編「航空工学概説」日刊工業新聞社（一九七四）

日本航空広報室編「航空知識ＡＢＣ」読売新聞社（一九七二）

佐貫、木村共著「世界の飛行機」山と溪谷社（一九七二）

佐貫亦男「ヒコーキの心」講談社（一九七四）

内藤子生、大島七郎共著「航空力学」日本航空整備協会（一九六〇）

スチーバー・ハガチー著　木村秀政監修「飛行の話」　ライフ　サイエンス　ライブラリー　コンパクト版４　タイム　ライフ　ブックス（一九六七）

Allen, J. E. and Bruce J. ed. "The Future of Aeronautics" Hutchinson（一九七〇）

シャピロ著、今井　功訳「流れの科学」河出書房新社（一九七二）
高野　暲著　飛行機の話　河出書房新社（一九七三）
日本航空宇宙学会編　航空宇宙工学便覧　丸善（一九七四）

本書掲載飛行機さくいん

科学をあなたのポケットに——発刊のことば

二十世紀最大の特色は、それが科学時代であるということです。科学は日に日に進歩を続け、止まるところを知りません。ひと昔前の夢物語もどんどん現実化しており、今やわれわれの生活のすべてが、科学によってゆり動かされているといっても過言ではないでしょう。

そのような背景を考えれば、学者や学生はもちろん、産業人も、セールスマンも、ジャーナリストも、家庭の主婦も、みんなが科学を知らなければ、時代の流れに逆らうことになるでしょう。

ブルーバックス発刊の意義と必然性はそこにあります。このシリーズは、読む人に科学的に物を考える習慣と、科学的に物を見る目を養っていただくことを最大の目標にしています。そのためには、単に原理や法則の解説に終始するのではなくて、政治や経済など、社会科学や人文科学にも関連させて、広い視野から問題を追究していきます。科学はむずかしいという先入観を改める表現と構成、それも類書にないブルーバックスの特色であると信じます。

ブルーバックス　B-256

飛行機はなぜ飛ぶか

空気力学の眼より

1975年1月30日　第1刷発行
1992年2月10日　第30刷発行

著者　近藤次郎（こんどうじろう）
発行者　野間佐和子
発行所　株式会社　講談社
東京都文京区音羽二丁目12-21
郵便番号　112-01
電話　03(5395)3524(編集部)
03(5395)3626(販売部)
03(5395)3615(製作部)

本文印刷・慶昌堂印刷　カバー，表紙・双美印刷　製本・中沢製本

ISBN4-06-117856-3　(科)

定価はカバーに表示してあります。



こんどう・じろう　東京大学名誉教授。工博。専門は航空工学。一九一七年滋賀県大津市に生れる。京都大学理学部数学科を卒業後東京大学工学部航空学科に学ぶ。応用数学および空気力学を専攻。ＹＳ—11の計画にも参加した。趣味は飛行機に乗ること。それを見ること、学ぶことだという。国立公害研所長を経て、現在は日本学術会議会長。

われわれ人間に羽をつけても空を飛ぶことはできない。父に作ってもらった羽で空高く昇ったというイカロスの話は、しょせん神話でしかないのはなぜだろうか。他方350トンもある巨大なジャンボ・ジェット機がふわりと浮いて空を駆けるさまは、現代人にとってさえ驚きである。飛行機はなぜ飛ぶのか？この近くて遠い疑問に答えて最新の航空科学を紹介したのが本書である。記述は平易で、たとえば東京－大阪間を飛ぶ間に読みおえることができるが、しかし内容は最先端のことがらを含んでいる。

定価780円
ISBN4-06-117856-3 C0242 P780E (5) (本体757円)